

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

THAYS ALESSANDRA BARRETO

**Efeitos de choques térmicos cíclicos no comportamento em fadiga de juntas
mistas de Glare-5 e liga de alumínio**

São Carlos

2022

THAYS ALESSANDRA BARRETO

Efeitos de choques térmicos cíclicos no comportamento em fadiga de juntas mistas de Glare-5 e liga de alumínio

Versão Corrigida

Dissertação apresentada ao programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo, para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Área de concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. José Ricardo Tarpani

São Carlos

2022

**AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTES
TRABALHOS, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA
FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA À FONTE.**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

B273e Barreto, Thays Alessandra
Efeitos de choques térmicos cíclicos no comportamento em fadiga de juntas mistas de Glare-5 e liga de alumínio / Thays Alessandra Barreto; orientador José Ricardo Tarpani. São Carlos, 2022.

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais e Área de Concentração em Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2022.

1. juntas mecânicas. 2. tolerância a dano. 3. laminado metal-fibra. 4. fadiga. 5. choques térmicos cíclicos. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidata: **THAYS ALESSANDRA BARRETO**

Título da dissertação: "Efeitos de choques térmicos cíclicos no comportamento em fadiga de juntas mistas de Glare-5 e liga de alumínio"

Data da defesa: 29/08/2022

Comissão Julgadora

Resultado

Prof. Associado **José Ricardo Tarpani**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos – EESC/USP)

Aprovada

Prof. Associado **Volnei Tita**
(Escola de Engenharia de São Carlos – EESC/USP)

Aprovada

Prof. Dr. **Rafael Celeghini Santiago**
(Universidade Federal do ABC/UFABC)

Aprovada

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais:

Prof. Associado **Rafael Salomão**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Titular **Murilo Araujo Romero**

À Thays de 15 anos que queria ser cientista.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais e familiares pelo amor, incentivo e apoio incondicional. Aos meus amigos e colegas de laboratório pela torcida e pelo suporte, que contribuindo constantemente para minha formação pessoal, acadêmica e profissional.

Ao prof. Dr. José Ricardo Tarpani por ter acreditado em minha capacidade no desenvolvimento deste trabalho. Agradeço-o por todo suporte, apoio, orientação e paciência nas dificuldades.

Ao Departamento de Engenharia de Materiais da Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, por me permitir cursar Engenharia Aeroespacial. Aos professores por todo conhecimento e experiência transmitidos em sala de aula e laboratórios. À administração do Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais pelo acompanhamento, suporte e oportunidades oferecidas.

À EMBRAER pelo fornecimento das juntas rebitadas segundo padrões da indústria aeronáutica.

Ao CNPq (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico) pelo período concedido de bolsa.

A todos que direta ou indiretamente contribuíram para minha formação.

A Deus e ao Universo por me trazerem até aqui.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001 e do CNPq, Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – Brasil.

“Ao infinito e além.”
(LIGHTYEAR, Buzz)

RESUMO

BARRETO, T. A. **Efeitos de choques térmicos cíclicos no comportamento em fadiga de juntas mistas de Glare-5 e liga de alumínio**. 2022. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo), São Carlos, 2022.

Glare® é um laminado metal-fibra, composto por lâminas alternadas de liga de alumínio e camadas de fibra de vidro imersas em resina epóxi. Devido à sua baixa densidade e sua maior resistência ao impacto e à fadiga comparado à liga de alumínio, ele já é empregado em estruturas aeronáuticas, como bordos de ataque e painéis superiores da fuselagem. Em princípio, qualquer estrutura aeroespacial manufaturada com chapas de liga de alumínio pode ser substituída por Glare. Entretanto, visto que espaço constitui um meio muito mais agressivo que o ambiente terrestre, atenção redobrada deve ser dada a essas aplicações, em especial no que diz respeito às variações bruscas de temperatura devidas aos ciclos de sombra terrestre seguida de exposição direta ao sol aos quais tais estruturas (naves, estações e satélites) estão submetidas e que levam à falha térmica. Fadiga mecânica devida a vibrações de lançamento em serviço, bem como a mudanças de curso para desvio de fragmentos espaciais e retomada de altitude devem ser consideradas. A presença de juntas mecânicas com concentradores de tensões (furações) e a ocorrência de desgaste entre as superfícies de contato, devido a movimentações relativas de baixa intensidade, não devem ser negligenciadas. No presente estudo, três configurações de juntas mecânicas sobrepostas foram analisadas: uma composta apenas de placas de liga de alumínio e duas de liga de alumínio e Glare, sendo uma na qual a placa escareada é a de alumínio e na outra, a de Glare. Essas juntas foram submetidas a cargas prévias de fadiga para indução de danos em diferentes magnitudes e subsequentes choques térmicos extremos, sendo então submetidas à fadiga até sua ruptura completa. Determinou-se que a utilização de painéis de Glare resulta em juntas mais leves e com maior confiabilidade e previsibilidade de comportamento em fadiga. Contudo, nem sempre a utilização de painéis de Glare é benéfica, pois o desempenho do componente está diretamente atrelado ao papel do painel de laminado na junta; utilizar o painel de Glare como a placa escareada resultou em um

desempenho muito melhor que o de uma junta tradicional entre painéis de alumínio, enquanto utilizá-lo como a placa não escareada, resultou em desempenho inferior ao desta última. Desse modo, os resultados deste estudo ressaltam a importância da realização de análises sobre o comportamento de componentes e materiais em condições de operação, permitindo avaliar efeitos sinérgicos dos painéis componentes da estrutura que podem prejudicar seu desempenho.

Palavras-chave: juntas mecânicas; tolerância a danos; laminado metal-fibra; fadiga; choque térmico cíclico.

ABSTRACT

BARRETO, T. A. **Effect of repeated thermal shock on the fatigue behavior of Glare-5 and aluminum alloy hybrid joints**. 2022. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

Glare® is a fiber-metal laminate made of alternating aluminum alloy sheets and fiberglass layers immersed in epoxy resin. Because of its lower density and greater resistance to impact and fatigue compared to aluminum alloy, it is already used in aeronautical structures, such as leading edges and upper fuselage panels. Glare can be used to replace any aerospace structure made of aluminum alloy. However, because space is a much more hostile environment than the terrestrial environment, greater attention should be paid to those applications, particularly with regard to sudden temperature variations caused by cycles of terrestrial shadow followed by direct exposure to the Sun that such structures (spaceships, space stations and satellites) are subjected to and which lead to thermal failure. Mechanical fatigue caused by in-service launch vibrations, as well as course changes to avoid space debris and regain altitude, must also be considered. The presence of mechanical joints with stress concentrators (rivet holes) and the occurrence of wear between the contact surfaces as a result of low intensity movements should not be overlooked. The current study looked at three single-lap mechanical joint configurations: one composed only of aluminum alloy sheets and two composed of aluminum alloy and Glare, one in which the aluminum alloy sheet is the countersunk sheet and one in which it is the Glare sheet. Those joints were subjected to previous fatigue loads to induce damage of varying magnitudes, followed by extreme thermal shocks, and then fatigue until complete rupture. It was discovered that using Glare panels results in lighter joints with greater reliability and predictability. However, using Glare panels is not always advantageous, because their performance is directly related to the role of the panel in the joint; using the Glare as the countersunk panel resulted in significantly better performance than a traditional joint between aluminum panels, while using it as the non-countersunk panel resulted in significantly lower performance than the latter. As a result, the findings of this study highlight the importance of conducting analyses on

the behavior of components and materials under operating conditions, allowing for the evaluation of synergistic effects of the component panels that may impair their performance.

Keywords: mechanical joints; damage tolerance; fiber-metal laminate; fatigue; cyclic thermal shock.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Composição de um laminado metal-fibra.	26
Figura 2 – Mecanismo de ancoragem de trincas pelas fibras do reforço.	27
Figura 3 – Aplicações de Glare no Airbus A380.	29
Figura 4 – Condições térmicas de um satélite ao longo de sua órbita.	30
Figura 5 – Designações utilizadas na análise de juntas mecânicas com rebites escareados.	32
Figura 6 – Fenômenos típicos de juntas escareadas.	32
Figura 7 – <i>Fretting</i> e MSD.	33
Figura 8 – Glare-5 configuração 2/1. (a) configuração e (b) detalhamento da camada de compósito vista pela seção transversal.	38
Figura 9 – Microestrutura dos componentes da chapa de Glare-5.	39
Figura 10 – Geometria dos corpos de prova: (a) geometria dos painéis rebitados e (b) geometria da junta.	40
Figura 11 – Configurações definidas: (a) Al-Al, (b) Al-GI, (c) GI-Al.	41
Figura 12 – Curva Tensão Remota-Vida (S-N) para corpos de prova AM sob tração-tração.	43
Figura 13 – Fluxograma do procedimento experimental.	44
Figura 14 – Importância da utilização de <i>end-tabs</i> nos ensaios: (a) linha de carga sem utilização de <i>end-tabs</i> e (b) com <i>end-tabs</i>	45
Figura 15 – Fixação dos corpos de prova na máquina de ensaios.	47
Figura 16 – Forma sinusoidal da carga aplicada nos ensaios de fadiga.	48
Figura 17 – Pré-fadiga das juntas deste trabalho em relação à vida das juntas virgens (AM).	51
Figura 18 – Vida residual dos corpos de prova.	54
Figura 19 – Vida residual absoluta dos corpos de prova em função do dano mecânico.	55
Figura 20 – Vida residual relativa dos corpos de prova em função do dano mecânico.	56
Figura 21 – Dureza Vickers dos painéis virgens e dos submetidos a choques térmicos.	57
Figura 22 – Flexão das placas das amostras fraturadas Al-Al 1.13 e Al-GI 2.15.	58

Figura 23 – Modos de falha dos corpos de prova.....	60
Figura 24 – “Efeito abridor de garrafa”: sinais e mecanismo.	61
Figura 25 – Superfícies de contato da amostra Al-GI 2.23 fraturada.	62
Figura 26 – Flexão dinâmica dos painéis do CDP GI-AI 3.15 durante os ensaios de fadiga.	63
Figura 27 – Flexão plástica da placa de Glare da amostra GI-AI 3.15.....	63
Figura 28 – Danos a um dos rebites do corpo de prova Al-AI 1.14 após o condicionamento.....	64
Figura 29 – Corpo de prova Al-AI 1.21 após a 3ª rodada de ensaios de fadiga.	65
Figura 30 – Corpos de prova Al-AI fraturados.....	66
Figura 31 – Seção transversal da placa escareada fraturada do CDP Al-AI 1.13.....	67
Figura 32 – Região entre os rebites do corpo de prova Al-GI 2.24 fraturado.....	68
Figura 33 – Corpos de prova Al-GI fraturados.	69
Figura 34 – Corpos de prova GI-AI fraturados.	70
Figura 35 – Região entre os rebites do corpo de prova GI-AI 3.24 fraturado.....	70
Figura 36 – Grande flexão da placa não-escareada GI-AI 3.24.	72
Figura 37 – Amostras de Glare com diferentes configurações após ensaio de tração.	72
Figura 38 – Hipótese de mecanismo responsável pela flexão de grande amplitude da contraparte de liga de alumínio.....	73
Figura 39 – Corpo de prova GI-AI fraturado sob tensões de fadiga de 56 MPa.....	74
Figura 40 – Superfícies de contato de juntas Al-AI 1.13, 1.14 e 1.18 e das juntas Al-GI 2.15, 2.22 e 2.24 fraturadas.....	76
Figura 41 – Superfícies de contato das juntas GI-AI 3.9 e 3.12 e Al-AI 1.22 fraturadas.	78
Figura 42 – Resumo acerca do desempenho em fadiga das configurações analisadas.	99

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classes de Glare.....	28
Tabela 2 – Especificações dos corpos de prova utilizados.	41
Tabela 3 – Vida em fadiga de juntas Al-Al, Al-GI e GI-Al virgens.	42
Tabela 4 – Número de ciclos aplicados a cada amostra para indução de dano.	46
Tabela 5 – Número de ciclos antes de cada rodada de inspeção.	49
Tabela 6 – Carga utilizada na medição de Dureza Vickers.	50
Tabela 7 – Principais danos identificados após aplicação dos ciclos de carga iniciais.	52
Tabela 8 – Especificações das linhas de tendência utilizadas na Figura 18.	54
Tabela 9 – Comparação entre as juntas Al-Al 1.13, 1.14 e 1.18 e Al-GI 2.15, 2.22, 2.23 e 2.24.	75
Tabela 10 – Comparação entre as juntas Al-Al 1.18 e GI-Al 3.9 e Al-Al 1.22 e GI-Al 3.12.	77
Tabela 11 – Comparação entre as juntas Al-GI 2.23 e GI-Al 3.9.....	79
Tabela 12 – <i>Datasheet</i> da fibra de vidro S2.	91
Tabela 13 – <i>Datasheet</i> da liga de alumínio 2024-T3.....	91
Tabela 14 – Composição da liga de alumínio 20244-T3.	92
Tabela 15 – Especificações do condicionamento.....	93
Tabela 16 – Massas dos corpos de prova antes e após as séries de choques térmicos.	94
Tabela 17 – Especificações dos ensaios de fadiga.....	94
Tabela 18 – Resumo dos resultados de fadiga obtidos.....	95
Tabela 19 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração Al- Al.....	96
Tabela 20 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração Al- GI.....	97
Tabela 21 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração GI- Al.....	98
Tabela 22 – Mecanismos de falha identificados nas configurações.....	99

SIGLAS

AI	Liga de alumínio.
AM	Corpos de prova virgens (<i>as manufactured</i>).
AR	Falha por arrancamento de rebite.
CAL	Amplitude constante de tensão (<i>constant amplitude load</i>).
CDP	Corpo de prova.
CR	Falha por cisalhamento nos rebites.
CT	Corpos de prova submetidos a choques térmicos
FML	Laminado metal-fibra (<i>fiber-metal laminate</i>).
GECOM	Grupo de Materiais Compósitos Engenheirados (<i>Group of Engineered Composite Materials</i>).
GI	Glare.
ILSS	Tensão de cisalhamento interlaminar (<i>interlaminar shear stress</i>).
ISS	Estação Espacial Internacional (<i>International Space Station</i>).
LEO	Órbita baixa da Terra (<i>low Earth orbit</i>).
MSD	Danos em múltiplos sítios (<i>multiple-site damage</i>).
ND	Nada detectado.
NDI	Inspeção não-destrutiva (<i>non-destructive inspection</i>)
PE	Falha do painel escareado.
PNE	Falha do painel não-escareado.
TRL	Nível de prontidão tecnológica (<i>technology readiness level</i>).
WFD	Danos disseminados de fadiga (<i>widespread fatigue damage</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

f	Frequência de carregamento.
K_t	Fator de concentração de tensão
N	Número de ciclos ou vida em fadiga.
R	Razão de tensão.
S	Tensão remota de fadiga (<i>stress</i>).

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	23
1.1. Motivação.....	23
1.2. Acidentes históricos devido à fadiga da fuselagens aeronáuticas	24
1.3. Laminados metal-fibra.....	26
1.4. Estruturas espaciais.....	30
1.5. Juntas mecânicas.....	31
1.6. Objetivos	34
2. REVISÃO DE LITERATURA.....	35
3. METODOLOGIA	37
3.1. Materiais.....	37
3.2. Corpos de prova.....	39
3.3. Procedimento experimental.....	43
3.4. Indução de dano	44
3.5. Ensaio de fadiga.....	48
3.6. Inspeções visuais.....	49
3.7. Dureza.....	49
4. RESULTADOS E DISCUSSÃO	51
4.1. Resistência a danos.....	51
4.2. Vida residual	53
4.3. Efeito do condicionamento	57
4.4. Modos de falha.....	59
4.5. Mecanismos de falha	60
4.6. Efeito da configuração.....	74
5. CONCLUSÕES	81
REFERÊNCIAS.....	83

Apêndice A – Componentes da chapa de Glare-5.....	91
Apêndice B – Resultados dos ensaios e inspeções não-destrutivas.....	93
Apêndice C – Resumo das conclusões do estudo.....	99

1. INTRODUÇÃO

1.1. Motivação

Aeronaves são grandes estruturas compostas de chapas, sistemas e estruturas menores, as quais requerem pinos, parafusos e, no caso da casca da aeronave, rebites escareados na composição da estrutura final. A placa escareada de uma junta mecânica é um componente com grande sobrecarga de tensões. Isso se deve à ação conjunta do efeito *knife edge* da escareação cônica e do movimento relativo entre as placas, o qual resulta no movimento da cabeça dos rebites (DE RIJCK, 2005). Essa resposta do componente ao carregamento ressalta a importância de um estudo prévio para a seleção do material que irá compô-la e do conhecimento sobre como tal material se comportará sob o dinâmico e complexo estado de tensões envolvido nas condições de operação. Em outras palavras, é necessário analisar o comportamento das juntas sob condições similares às de operação para compreender como a operação em ambientes extremos pode afetar e comprometer as propriedades do compósito (KUBIT et al., 2019).

Ensaio de fadiga em corpos de prova virgens, bem como subsequentemente à aplicação de: (i) ciclos térmicos com amplitude de temperatura da ordem de 300°C, (ii) de condicionamento higrotérmico, (iii) simultaneamente, e respectivamente, dos tratamentos (i) e (ii), assim como de (ii) e (i), já foram realizados e parcialmente publicados pelo Grupo de Materiais Compósitos Engenheirados da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo (*Group of Engineered Composite Materials – GECOM, EESC-USP*). De modo a complementar tal conhecimento, o objetivo deste trabalho é conduzir ensaios de fadiga em juntas idênticas às anteriores após a imposição de choques térmicos de grande amplitude de temperaturas. Desta forma, diferentemente dos estudos previamente realizados, nos quais o objetivo era analisar as juntas em condições similares às de aplicação aeronáutica, neste o propósito é a análise das juntas sob condições encaradas no ambiente espacial, no caso, a combinação de danos de fadiga à submissão a ciclos de choques térmicos. Tais estudos são necessários para garantir a segurança da estrutura e a confiabilidade do componente.

Não há registros na literatura científica dos efeitos de choque térmico em juntas rebitadas de Glare. Mais ainda, a escassa literatura sobre juntas rebitadas de laminados metal-fibra (*fiber-metal laminates* – FML) sob condições similares às de operação torna o conhecimento gerado por este trabalho imprescindível na garantia da confiabilidade e da segurança da aplicação desses materiais na indústria aeroespacial, sendo sua ausência limitante a tais aplicações.

Os resultados deste estudo auxiliarão na compreensão dos mecanismos de falha e na projeção da vida em fadiga de juntas quando expostas a ciclos de choques térmicos. Tal conhecimento permitirá a realização de inspeções mais eficazes, bem como a definição de intervalos de inspeção mais eficientes para estruturas aeroespaciais, além de contribuir para o nível de prontidão tecnológica do material (*Technology Readiness Level* – TRL) para aplicações espaciais. Inspeções mais efetivas em intervalos otimizados asseguram a segurança da estrutura em órbita; enquanto a contribuição para o TRL aumenta a confiabilidade do material para essas aplicações, encorajando sua utilização.

1.2. Acidentes históricos devido à fadiga da fuselagens aeronáuticas

O principal requisito do projeto aeroespacial é reduzir ao máximo os riscos à integridade física dos passageiros e à integridade estrutural das aero- e espaçonaves. Entretanto, muito é aprendido empiricamente, com a operação dos veículos e as “lições aprendidas” da trágica ocorrência de acidentes, as quais resultam no desenvolvimento de processos e requisitos cada vez mais eficazes na garantia da segurança (MOURITZ, 2012; NASA, 2001; WANHILL; MOLENT; BARTER, 2016).

Diversos acidentes ao longo da história da aviação levaram a melhorias nos processos de projeto, testes, certificação e operação de aeronaves para garantir maior segurança no comportamento das estruturas sob os ciclos de carga de voo, condição conhecida como fadiga (WANHILL; MOLENT; BARTER, 2016). Dois dos acidentes mais importantes e conhecidos envolvendo a condição foram os acidentes com as aeronaves de Havilland Comet (1954) e com o Boeing 737 da Aloha Airlines (1988).

1.2.1. DE HAVILLAND COMET (1954)

A aeronave Comet foi a primeira aeronave comercial a jato e entrou em operação em 1952. Sua fabricante, De Havilland, já possuía experiência com o projeto de aeronaves militares à jato, mas este seria o primeiro avião de passageiros a voar em altas velocidades e altitudes (WANHILL; MOLENT; BARTER, 2016). Até então, não havia conhecimento de que os ciclos de pressurização da cabine poderiam prejudicar o desempenho das estruturas e requerer informações além das provenientes dos ensaios de resistência estática; não havia conhecimento sobre o que hoje chamados de fadiga estrutural (MINISTRY OF TRANSPORT AND CIVIL AVIATION, 1954).

Em 1954, acidentes catastróficos envolvendo duas aeronaves da frota durante a decolagem levaram a investigações sobre o projeto das aeronaves e a diversos testes simulando as condições de operação como esforços para tentar identificar o que levou as estruturas a falharem em condições de carga abaixo do limite definido nos testes prévios. As investigações concluíram que a falha, em ambos os casos, se iniciou no canto de uma das janelas, especificamente na borda de um furo escareado de rebite, devido à alta concentração de tensão na região, resultado da resposta da estrutura ao carregamento induzido pelos ciclos de pressurização. Em outras palavras, a causa-raiz definida para o acidente foi fadiga estrutural (MINISTRY OF TRANSPORT AND CIVIL AVIATION, 1954).

1.2.2. ALOHA AIRLINES (1988)

Em 1988, outro acidente chamou a atenção para a região dos rebites e o projeto de juntas estruturais em aeronaves: o acidente com um Boeing 737 da Aloha Airlines. A aeronave perdeu parte da estrutura da cabine, o extradorso da fuselagem dianteira, durante a descida para pouso, mas, felizmente, o restante da estrutura se manteve intacta, possibilitando um pouso de emergência sem maiores danos (WANHILL; MOLENT; BARTER, 2016).

As investigações do acidente concluíram que a fratura da estrutura se deu pela ligação entre várias trincas de fadiga originadas nas bordas dos furos de rebite de uma mesma junta. Essa condição foi chamada de danos em múltiplos sítios

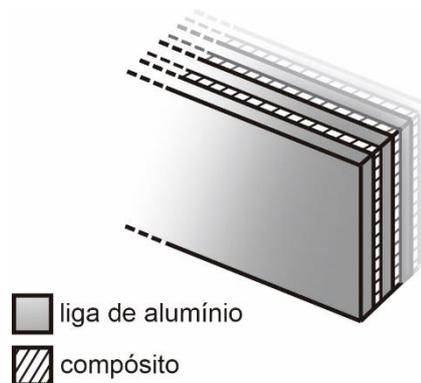
(*Multiple Site Damage – MSD*) (NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD, 1989).

1.3. Laminados metal-fibra

Os acidentes com aeronaves atribuídos à fadiga estrutural levaram ao direcionamento de esforços ao desenvolvimento de materiais mais resistentes à fadiga, mas que ainda apresentassem o balanço de propriedades desejado à aplicação aeroespacial, como densidade, resistência mecânica, custo e processo de manufatura similar ao de materiais tradicionais. Um dos resultados desses esforços foram os laminados metal-fibra (*fiber-metal laminate – FML*) (VLOT; GUNNINK, 2001).

Os FMLs são materiais híbridos, compostos de um sanduíche de camadas intercaladas de liga metálica e de compósito, como apresentado na Figura 1 (SALVE; KULKARNI; MACHE, 2016). Tal combinação resulta em um painel final com propriedades melhoradas em relação a seus constituintes individualmente.

Figura 1 – Composição de um laminado metal-fibra.



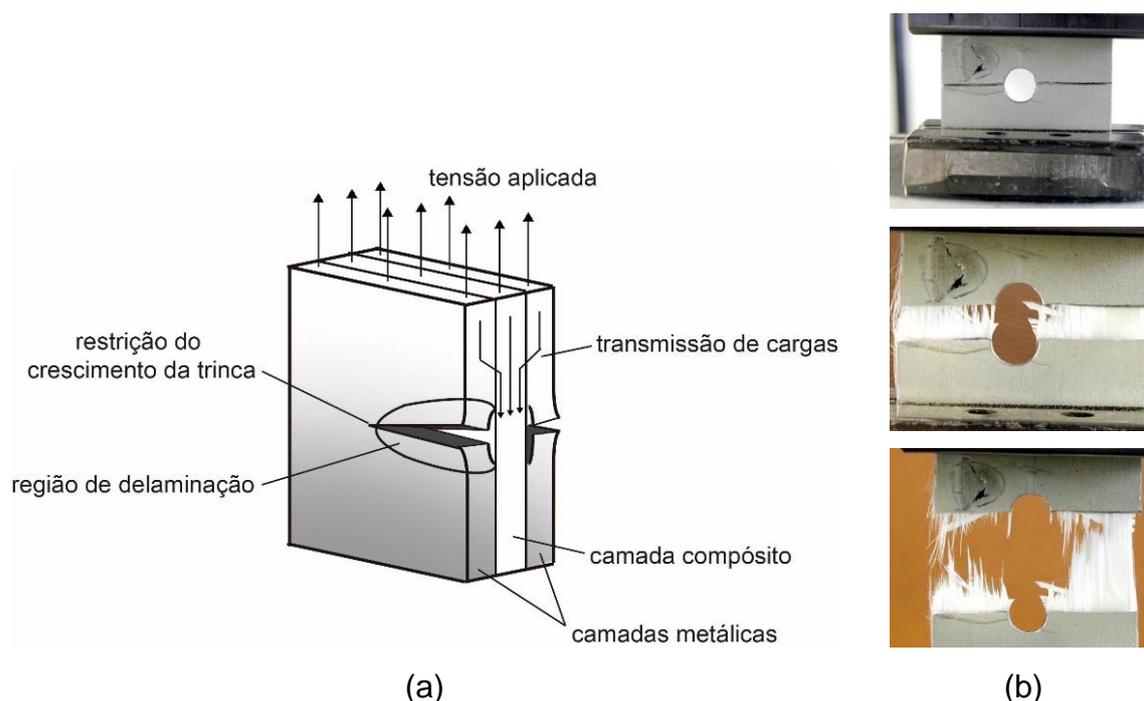
Fonte: Barreto (2022).

Por serem produzidos a partir do empilhamento de dois materiais, os FMLs podem ser compostos com diferentes combinações de número e orientação das lâminas de fibra na camada de compósito. Variando tais parâmetros, é possível produzir diferentes classes de um mesmo FML, cada qual com certas propriedades melhoradas em direções específicas (VLOT; GUNNINK, 2001).

1.3.1. ANCORAMENTO DE TRINCAS

Um dos grandes diferenciais dos FMLs, e que os torna mais resistentes que seus constituintes às tensões mecânicas, é a velocidade de propagação de trincas reduzida pelo mecanismo de ancoramento de trincas (*crack bridging mechanism*), apresentado na Figura 2.

Figura 2 – Mecanismo de ancoragem de trincas pelas fibras do reforço.



Ancoramento de trincas: (a) Ilustração dos mecanismos atuantes e (b) registro do mecanismo em atuação. Na presença de trincas, parte das cargas no metal danificado são transmitidas para as fibras intactas da camada de compósito, restringindo o crescimento do dano. Fonte: Barreto (2022).

A maior rigidez das camadas metálicas externas leva a uma maior concentração de cargas, favorecendo a nucleação de trincas nesses painéis. Por serem painéis finos, essa concentração das cargas nas camadas metálicas leva a baixa resistência à nucleação dessas trincas (GUNNINK et al., 2002), sendo esse o ponto fraco do material. Entretanto, quando uma trinca se inicia na camada metálica, as camadas internas de compósito, ainda intactas, ancoram-na, desacelerando seu crescimento e garantindo uma excelente resistência à propagação de trincas de fadiga (VLOT; GUNNINK, 2001). Ou seja, embora as trincas se iniciem cedo na vida em

fadiga de um painel de FML, sua propagação é mais lenta, caracterizando uma alta tenacidade à fratura.

1.3.2. GLARE

Glare® (*Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy*) é um FML composto de camadas alternadas de liga de alumínio 2024-T3 e de compósito de resina epóxi reforçada por fibras de vidro S2 (*Datasheets* no Apêndice A). Tal composição e arranjo permite combinar as melhores propriedades de ambos materiais, produzindo um laminado com melhores comportamento em fadiga e tolerância ao dano que seus constituintes individuais, além de apresentar peso específico menor que o da liga de alumínio, tradicionalmente empregada em aplicações de alto desempenho (BROWN; RANS; STRAZNICKY, 2007; VLOT; GUNNINK, 2001).

Variações do número e da orientação das lâminas de fibra pré-impregnadas com resina (*prepregs*) da camada compósito geram diferentes classes de Glare, cada uma com propriedades específicas melhoradas. A Tabela 1 apresenta as classes existentes de Glare, suas especificações e as propriedades melhoradas em cada caso.

Tabela 1 – Classes de Glare.

Classe	Sub	Espessura (mm) e liga da camada metálica	Orientação dos prepregs (°)*	Propriedades melhoradas
Glare - 1	-	0,3 - 0,4 747-T761	0/0	Fadiga, resistência e tensão de escoamento
Glare - 2	A	0,2 - 0,5 2024-T3	0/0	Fadiga, resistência
	B	0,2 - 0,5 2024-T3	90/90	Fadiga, resistência
Glare - 3	-	0,2 - 0,5 2024-T3	0/90	Fadiga, impacto
Glare - 4	A	0,2 - 0,5 2024-T3	90/0/90	Fadiga, resistência na direção 0°
	B	0,2 - 0,5 2024-T3	0/90/0	Fadiga, resistência na direção 90°
Glare - 5	-	0,2 - 0,5 2024-T3	0/90/90/0	Impacto

Continua.

Continuação.

Classe	Sub	Espessura (mm) e liga da camada metálica	Orientação dos prepregs (°)*	Propriedades melhoradas
Glare - 6	A	0,2 - 0,5 2024-T3	+45/-45	Cisalhamento, propriedades fora do eixo
	B	0,2 - 0,5 2024-T3	-45/+45	Cisalhamento, propriedades fora do eixo

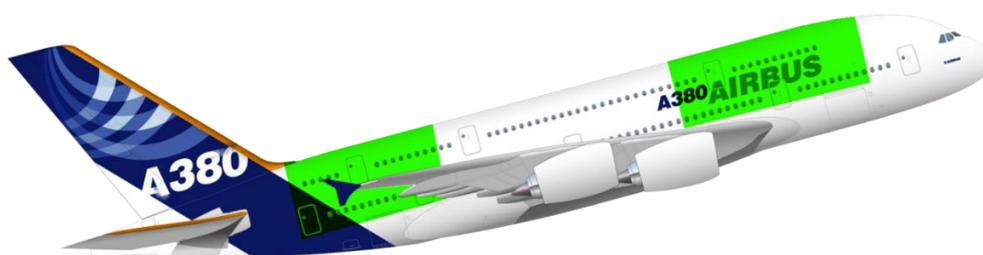
* Com base na direção de laminação da liga de alumínio (0°).

Fonte: Adaptado de Vlot & Gunnink (2001)

1.3.2.1. Aplicações

A mais importante aplicação do Glare se dá nos painéis da fuselagem e nos bordos de ataque dos estabilizadores da aeronave Airbus A380, como destacado na Figura 3 (PRASAD; WANHILL, 2017). Foi reportado que tal aplicação estratégica do FML trouxe benefícios notáveis para a estrutura, incluindo maior tolerância ao dano, redução de peso, maior vida em fadiga e a dispensa da utilização de cavernas (*frames*) reforçadas (BEUMLER et al., 2006).

Figura 3 – Aplicações de Glare no Airbus A380.



Seções da fuselagem compostas de Glare-3 e 4A representadas em verde e bordos de ataque dos estabilizadores vertical e horizontal, compostos de Glare-5, destacados em laranja. Fonte: Adaptado de Airbus (2022) .

Outras aplicações que podem ser destacadas são a utilização de Glare-5 no anteparo do radome frontal da aeronave Bombardier Learjet 45 e nos reparos da Lockheed C-5A (PRASAD; WANHILL, 2017; ROEBROEKS, 2001).

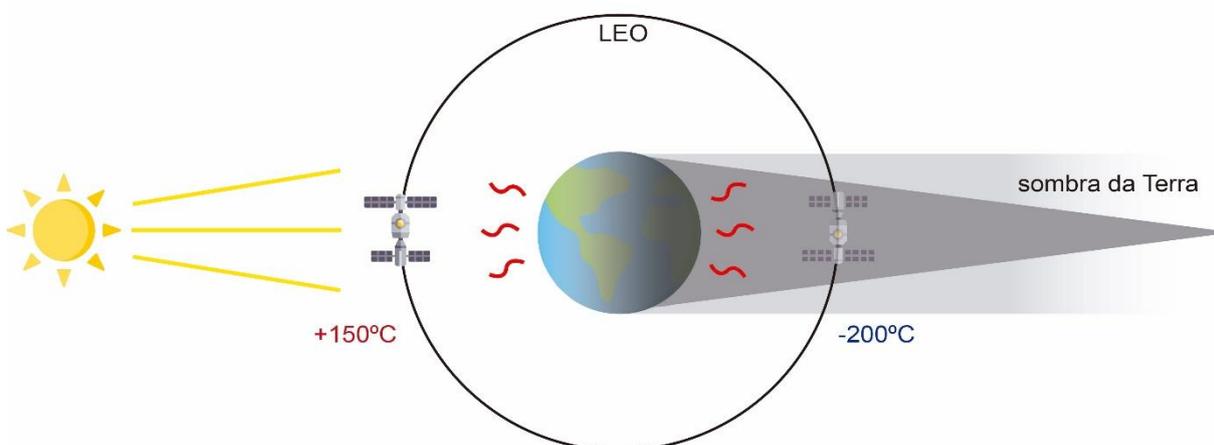
1.4. Estruturas espaciais

Suas excelentes propriedades fazem do Glare um material adequado para aplicações aeroespaciais, como nos bordos de ataque de aeronaves e, em especial, em estruturas destinadas à operação em órbita ao redor da Terra. Ambas aplicações, além de operarem em condições de alto carregamento, incluindo risco de impacto, submetem a estrutura a condições extremas, como ciclos de choques térmicos.

Em aplicações aeronáuticas, os materiais aplicados no bordo de ataque de aeronaves estão sujeitos aos choques térmicos induzidos por sistemas de anti- e de-gelo e por mudanças de altitude ao longo do plano de voo (GENT; DART; CANSDALE, 2000). Um envelope de voo típico de aeronaves comerciais envolve altitudes com temperaturas que variam de -80°C a 55°C (LANSON; VON WREDE, 2017).

Condições mais extremas ocorrem nas aplicações espaciais, nas quais o material é sujeito, por exemplo, a temperaturas da ordem de -200°C a $+150^{\circ}\text{C}$ ao longo de uma órbita baixa (*Low Earth Orbit - LEO*), abaixo de 2.000 km de altitude. A energia térmica nesse caso provém de 3 fontes principais: a radiação solar constante quando o veículo não está à sombra da Terra, a energia solar refletida pela Terra e a radiação emitida por ela e por sua atmosfera (GORDO et al., 2020; GOYO-BRITO et al., 2019; NASA, 2015; YANG et al., 2017). Embora a última fonte seja aproximadamente constante ao longo da órbita, as duas primeiras, dependentes da radiação solar, variam drasticamente conforme o satélite muda de posição em relação ao Sol e à Terra (Figura 4).

Figura 4 – Condições térmicas de um satélite ao longo de sua órbita.



Fonte: Barreto (2022).

O tempo médio de órbita, tempo para completar uma órbita ao redor da Terra, varia de acordo com a altitude. No caso da estação espacial (*International Space Station* – ISS), por exemplo, ele é de 92 min., totalizando 16 ciclos térmicos e 32 choques térmicos em 24h (NASA, 2015).

Os mecanismos de expansão e contração térmicos, bem como as tensões induzidas por eles, podem prejudicar a resistência do material e das estruturas que ele compõe, resultando em desempenho mecânico inferior ao projetado. Isso torna necessário o estudo aprofundado do efeito desses ciclos de choques térmicos na resistência tanto do material, como dos componentes críticos da estrutura que ele compõe.

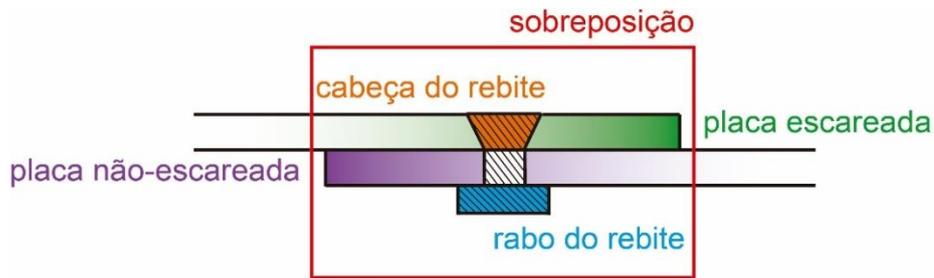
1.5. Juntas mecânicas

Requisitos de manufatura e de logística, bem como a aplicação estratégica de materiais, fazem com que as estruturas sejam produzidas a partir de componentes com dimensões limitadas, o que torna necessária a utilização de juntas estruturais na composição da estrutura final (VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12). A maior parte das juntas longitudinais de aeronaves são juntas sobrepostas (*lap joints*) (GUNNINK et al., 2002), nas quais uma das placas é sobreposta à outra e na região de sobreposição é utilizado o mecanismo de união, sejam rebites (juntas mecânicas), adesivo ou ambos (juntas híbridas).

No setor aeroespacial, geralmente são utilizados rebites escareados para não prejudicar a aerodinâmica final do veículo (interação da estrutura com o meio). A cabeça desse tipo de rebite é cônica e fica alojada na placa externa, gerando o mínimo de descontinuidade possível na superfície do veículo (DE RIJCK, 2005).

A Figura 5 apresenta a nomenclatura básica utilizada na análise de juntas com rebites escareados.

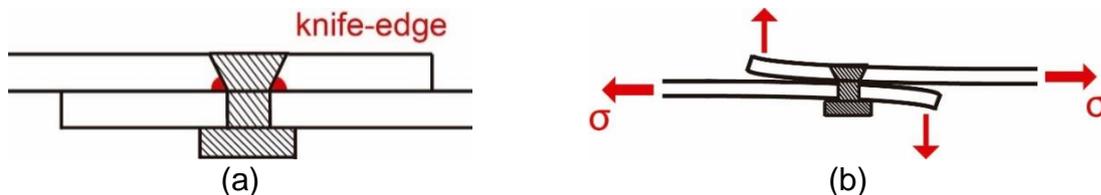
Figura 5 – Designações utilizadas na análise de juntas mecânicas com rebites escareados.



Fonte: Barreto (2022).

Embora aerodinamicamente favoráveis, juntas com rebites escareados são mais críticas, pois a forma pontiaguda do painel ao final da escareação, chamada de *knife-edge* (Figura 6a), aumenta a concentração de tensão sobre a cabeça de rebite, i.e. aumenta o fator de concentração de tensão (K_t). Esse aumento de concentração de tensão contribui para o desenvolvimento de trincas na borda do furo de rebite, reduzindo o tempo para iniciação de trincas em uma região já sobrecarregada devido à descontinuidade que produz no painel, um mecanismo de falha chamado *knife-edge effect* (DE RIJCK, 2005; SKORUPA; SKORUPA, 2012).

Figura 6 – Fenômenos típicos de juntas escareadas.



(a) *Knife-edge effect*, que gera concentrações de tensão na borda do furo na superfície de contato, contribuindo para a nucleação de trincas na região; e (b) flexão secundária, que aumenta a pressão de contato entre os painéis, gerando maior atrito e contribuindo para a nucleação de trincas por desgaste. Fonte: Barreto (2022).

Outro mecanismo, este resultado da sobreposição dos painéis, é a flexão secundária (Figura 6b). A flexão secundária é uma deformação dos painéis para fora do plano que ocorre devido ao momento secundário devido à ação combinada do carregamento aplicado, do desalinhamento entre as placas, da restrição imposta pelos rebites e da flexibilidade dos materiais que compõem os painéis. Ela aumenta a pressão e o atrito entre os painéis, favorecendo a nucleação de trincas por desgaste

nas superfícies de contato (SKORUPA; SKORUPA, 2012, cap. 6; VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12).

Um terceiro mecanismo é o desgaste (*fretting*) nas superfícies de contato dos painéis, causado pelo atrito entre eles durante o carregamento. Em painéis de liga de alumínio, os sinais de *fretting* podem ser facilmente identificados como marcas pretas ao redor dos furos de rebite, detritos gerados pelo movimento relativo entre as placas. A presença de desses detritos combinada às tensões de cisalhamento entre as placas, levam à nucleação de microtrincas, as quais se propagam sob ação dos demais mecanismos apresentados (SKORUPA; SKORUPA, 2012, cap. 7).

Figura 7 – *Fretting* e MSD.



Exemplos de trincas de fadiga desenvolvidas por mecanismo de desgaste nas lâminas internas de uma junta composta por dois painéis de Glare. É possível notar que as trincas se originaram em regiões escuras próximas aos rebites, marcadas pela oxidação devido ao atrito entre as chapas (seta vermelha), e se propagaram em direção às trincas do rebite vizinho, quase chegando a se encontrarem, fenômeno de MSD. Fonte: Fernandes, Bose e Tarpani (2004).

A ocorrência de todos esses mecanismos pode induzir quadros de nucleação simultânea de trincas de fadiga em furos de rebite vizinhos, o fenômeno de MSD, apresentado na Figura 7. O desenvolvimento de MSD em mais de um componente da estrutura induz o quadro de danos disseminados de fadiga (*Widespread Fatigue Damage* – WFD). Um quadro extenso de WFD pode então induzir a conexão de várias trincas, culminando no colapso catastrófico da estrutura. Essa foi a sequência de eventos que ocorreu no acidente da aeronave Boeing 737 da Aloha Airlines, comentado anteriormente, o qual chamou a atenção à necessidade de melhor investigação do comportamento de componentes estruturais em condições similares às de operação (VLOT; GUNNINK, 2001).

1.6. Objetivos

Com base nas motivações e contexto anteriormente descritos, o objetivo deste trabalho é definir e analisar os efeitos de danos termo/mecânicos na vida em fadiga de juntas rebitadas de Glare-5 e alumínio. Este estudo é um trabalho explanatório que busca analisar os efeitos fundamentais desses danos termo/mecânicos na estrutura da junta e assim gerar o conhecimento teórico que será base para trabalhos futuros com condições de contorno diferentes. A investigação foi realizada em concordância com os estudos conduzidos com juntas similares por Tarpani, Barreto e Tarpani (2020) e por Martinez (2006), a fim de complementar o conhecimento já acumulado e comparar os resultados.

Dada a amplitude do objetivo geral, este pode ser ramificado nos seguintes objetivos específicos:

- Avaliação da resistência a danos termo/mecânicos das configurações analisadas com base em danos induzidos por pré-fadiga seguida de ciclos de choques térmicos severos.
- Avaliação da tolerância a danos termo/mecânicos das configurações analisadas, com base no comportamento mecânico e no desenvolvimento dos mecanismos de falha dos corpos de prova em ensaios de fadiga.
- Definição da melhor configuração para o projeto de juntas a serem utilizadas em estruturas submetidas a carregamento termo/mecânico, com base em uma abordagem de vida absoluta e vida relativa.

2. REVISÃO DE LITERATURA

2.1.1. EFEITOS DE CHOQUES TÉRMICOS

Alguns estudos têm avaliado os efeitos de choques térmicos em laminados metal-fibra. Müller, Hagenbeek e Sinke (2016) descobriram que a tensão de cisalhamento interlaminar (*Interlaminar Shear Stress* – ILSS) é prejudicada até 12.000 ciclos térmicos, a partir disso, a ILSS torna-se maior até do que a do material não condicionado devido ao processo de envelhecimento. Em concordância, Kubit *et al.* (2019), revelaram que a ILSS decai com número de ciclos crescentes para baixos números de ciclos, já que choques térmicos diminuem a rigidez do adesivo, comprometendo a resistência da junção adesiva.

Por outro lado, Hagenbeek e Sinke (2019) descobriram que quando umidade é envolvida na ciclagem térmica, há contribuição positiva para a ILSS para baixos números de ciclos. Jakubczak, Bienias e Surowska (2018) identificaram essa combinação de ciclagem térmica e umidade também contribui para que o início de delaminações seja deslocado para as bordas do painel.

No que diz respeito às propriedades mecânicas, Goyo-Brito *et al.* (GOYO-BRITO *et al.*, 2019) avaliaram a resistência ao impacto de amostras de Glare submetidas a 1.200 ciclos de choques térmicos e descobriram um aumento na resistência ao impacto e na nanodureza da camada de alumínio do FML. Azghan *et al.* (2021) identificaram reduções da ordem de 4% na resistência à tração, no módulo elástico e na absorção de energia em FMLs reforçados com fibra de vidro.

Já, em se tratando da estrutura de uma junta, Sasikumar *et al.* (2021) avaliaram o efeito de temperaturas extremas em juntas entre painéis de materiais diferentes. Eles identificaram que a mudança drástica de temperatura leva à redução da capacidade de carga da junta devido ao afrouxamento dos rebites no extremo negativo e à sua sobretensão no extremo positivo.

2.1.2. FADIGA EM JUNTAS

Embora a literatura ainda seja escassa se comparada a materiais tradicionais, o comportamento de juntas rebitadas de FMLs foi analisado sob alguns aspectos ao

longo dos anos. Lazzeri (2001) publicou o primeiro, e possivelmente o mais extenso, estudo sobre fadiga em juntas rebitadas de Glare. Entretanto, além de utilizar geometrias complexas na definição dos corpos de prova, o autor restringiu-se basicamente ao levantamento de curvas tensão-vida (S-N) das juntas, não dirigindo atenção aos mecanismos de falha desenvolvidos. Em contrapartida, em seus estudos sobre as juntas em fadiga, De Rijck (2005) defendeu a simplificação das condições de carregamento e dos corpos de prova de modo a isolar e analisar parâmetros específicos, possibilitando melhor compreensão de seus efeitos nos mecanismos de falha de estruturas operacionais.

Em novas linhas de pesquisa, pesquisadores têm utilizado dados de testes empíricos para desenvolver modelos numéricos e analíticos a fim de prever falha dos materiais e das estruturas. Silva *et al.* (2000) desenvolveram um modelo preditivo em elementos finitos para juntas de alumínio em condição de MSD, baseando-se em análises de crescimento de trincas e resistência estática residual. Uma metodologia analítica foi desenvolvida por Spronk, Şen e Alderliesten (2015) para prever início de trinca de fadiga em FMLs utilizando dados de testes de fadiga do metal. Wang, Rans e Benedictus (2018) desenvolveram um modelo para prever o comportamento em fadiga de juntas dos laminados em condição de MSD.

No que diz respeito aos tipos de junta, Xu *et al.* (2019) analisaram o comportamento de juntas rebitadas e híbridas (com rebites e adesivo) sobre carregamento quase-estático. Eles concluíram que a presença do adesivo promove maior resistência à junta, além de atuar como mais um caminho de carga entre os painéis, além do rebite, tornando o estado de tensões mais complexo.

Durante ensaios de juntas rebitadas de Glare sob fadiga, estudos de Tarpani *et al.* (2020) revelaram que trincas de fadiga são nucleadas por *fretting*, devido ao movimento relativo repetitivo entre as superfícies metálicas em contato. Essas trincas são geradas e se propagam nas superfícies internas da junta, sendo capazes de se propagar por grandes extensões das lâminas antes que sua detecção seja possível por inspeções visuais. Isso reforça os estudos de Ryan e Monaghan (2000), Fahr *et al.* (2000), Heida e Platenkamp (2001), Woerden, Sinke e Hooijmeijer (2003) de que inspeções não-destrutivas são fundamentais para garantir a integridade estrutural de juntas de laminados fibra metal.

3. METODOLOGIA

Este trabalho encerra uma série de estudos do GECOM sobre o comportamento de juntas escareadas entre painéis de Glare e de liga de alumínio (RETT et al., 2008; TARPANI; BARRETO; TARPANI, 2020; TARPANI et al., 2007, 2008; TARPANI; TEIXEIRA; OLIVEIRA, 2012). Para fins de comparação entre os trabalhos, as configurações e condições aqui apresentadas seguem o padrão definido em trabalhos anteriores. Tais condições e materiais, incluindo a classe de Glare utilizada, foram selecionados a fim de atender ao princípio de simplificação da estrutura analisada e das condições e carregamento de De Rijck (2005), permitindo a identificação de mecanismos de falha fundamentais, sem que estes fossem mascarados por outros componentes.

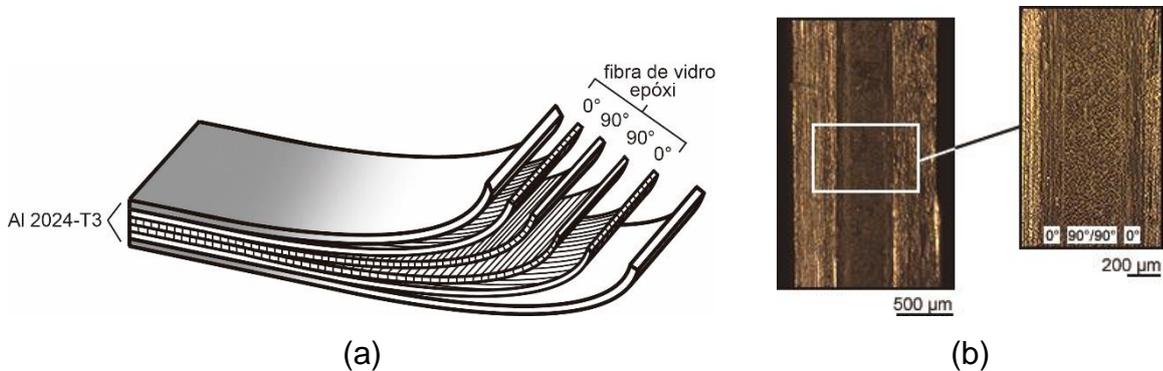
3.1. Materiais

Embora o FML seja um material comprovadamente mais resistente, seu alto custo induz aplicação restrita a regiões susceptíveis a maiores carregamentos, tornando inevitável a existência de juntas com materiais tradicionais. Neste estudo, painéis de liga de alumínio 2024-T3, tradicionalmente empregados no setor aeroespacial, foram utilizados como contraparte aos painéis de FML Glare-5 na composição das juntas.

3.1.1. GLARE-5

A chapa de Glare-5 (Figura 8a) utilizada tem configuração do tipo 2/1, *i.e.*, uma camada de compósito entre duas camadas de liga metálica. Essa classe de Glare representa o projeto mais simples desse FML, o que se aplica também à configuração 2/1 selecionada, que, por ser a mais simples, resulta em menos interações e menos variáveis nos processos de suporte às cargas aplicadas e desenvolvimento de dano.

Figura 8 – Glare-5 configuração 2/1. (a) configuração e (b) detalhamento da camada de compósito vista pela seção transversal.



Fonte: Barreto (2022).

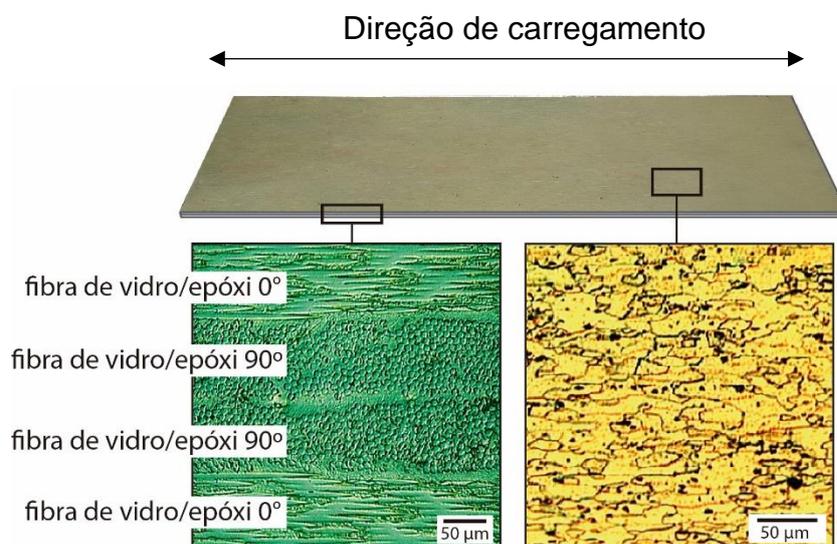
A camada única de compósito (Figura 8b) é composta por 4 camadas de fibra de vidro unidirecionais do tipo S2 pré-impregnadas com epóxi (*prepregs*), orientadas a 0°/90°/90°/0° em relação à direção de laminação da liga de alumínio, direção na qual foi aplicado o carregamento. O empilhamento das lâminas resultou em uma camada compósito com espessura de 0,6 mm.

As chapas metálicas que compõem as superfícies externas da chapa de Glare são de liga de alumínio 2024-T3 com espessura de 0,5 mm. Como resultado, a chapa final adquiriu espessura de 1,6 mm.

Devido ao posicionamento das camadas de compósito em seu interior, tal classe de Glare apresenta melhores propriedades impacto (Tabela 1), o que a torna adequada para aplicações no bordo de ataque de aeronaves e em estruturas em órbita (PRASAD; WANHILL, 2017, cap. 13). A combinação da camada compósito às camadas metálicas na proporção selecionada produz um material híbrido com Módulo de Elasticidade da ordem de 60 GPa e Limite de Resistência à Tração de 195 MPa segundo estudos de Blala *et al.* (2020) e Soltani *et al.* (2011).

Na Figura 9 estão apresentadas as microestruturas dos materiais que compõem a chapa de Glare. Mais informações sobre os componentes da chapa encontram-se no Apêndice A.

Figura 9 – Microestrutura dos componentes da chapa de Glare-5.



Fonte: Adaptado de Tarpani *et al.* (2020).

3.1.2. AL 2024-T3

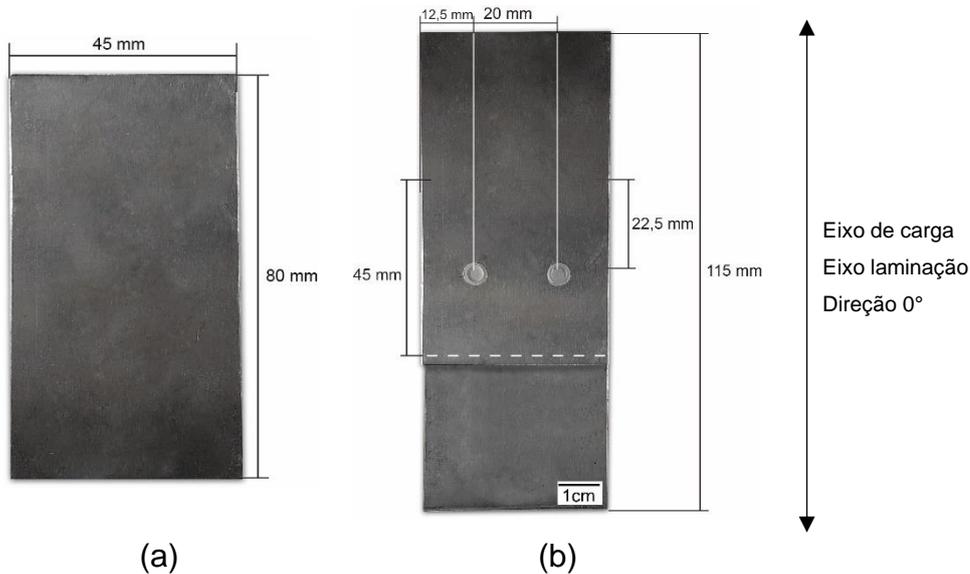
As contrapartes das juntas consistem da mesma liga de alumínio utilizada na produção da chapa de Glare: a liga de alumínio 2024-T3. Essa liga é tradicionalmente empregada na estrutura de aeronaves devido a sua alta resistência à fadiga (MOSINYI, 2007; MOURITZ, 2012; NIU, 1995), tornando-se a candidata ideal para este estudo.

Para manter a simetria das juntas, foi utilizada uma chapa metálica com espessura de 1,6 mm, como a da chapa de Glare. Informações sobre as propriedades do material podem ser encontradas no Apêndice A.

3.2. Corpos de prova

Os painéis que compõem as juntas foram usinados das chapas fornecidas segundo as dimensões apresentadas na Figura 10a e, posteriormente, rebitadas de acordo com as especificações da Figura 10b. As juntas mecânicas foram produzidas e fornecidas pela EMBRAER e seu processo de produção seguiu padrões da indústria aeronáutica.

Figura 10 – Geometria dos corpos de prova: (a) geometria dos painéis rebitados e (b) geometria da junta.



Erro de $\pm 0,1$ mm. Fonte: Barreto (2022).

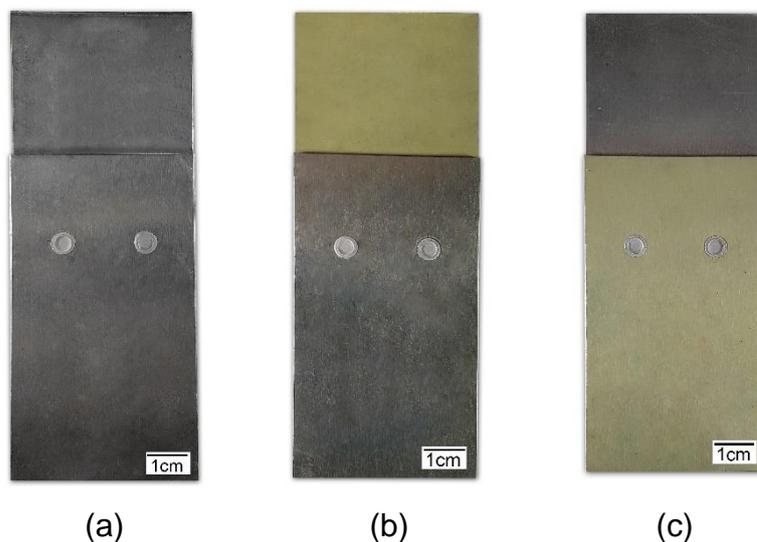
No processo de rebitagem mecânica foram utilizados rebites escareados de designação MS20426 AD 4-7 compostos de liga de alumínio de dureza média 2117-T4. Os rebites foram posicionados com alinhamento horizontal e, conseqüentemente, ortogonal ao eixo de carregamento. Essa geometria foi selecionada, em detrimento à de rebites alinhados ao eixo de carga com base no trabalho de Tarpani *et al.* (2020), por permitir análise de MSD, aumentando o potencial e a complexidade da pesquisa.

Optou-se pela utilização de juntas mecânicas sobrepostas (*single-lap joints*) como as da Figura 5, sem uso de recurso adesivo entre as chapas, de modo a permitir a análise dos efeitos da utilização dos rebites escareados de forma isolada, desconsiderando eventuais efeitos sinérgicos que poderiam ser acarretados pelo uso simultâneo do adesivo. A utilização de painéis planos na junta, ao invés de curvos, foi definida por permitir simulação simplificada das tensões sobre uma fuselagem, reduzindo efeitos sinérgicos devido à curvatura e mantendo o foco na interação entre as chapas e das chapas com os rebites (DE RIJCK, 2005; MOSINYI, 2007).

Devido à disparidade do estado de tensões entre o painel escareado e o painel não-escareado numa junta sobreposta, três configurações de junta foram definidas, sendo uma junta de referência composta exclusivamente por painéis de liga de alumínio, denominada Al-Al, e duas juntas mistas para avaliar se haveria diferenças no comportamento da estrutura quando do intercâmbio do posicionamento das placas. As juntas mistas se diferenciam pelo material do painel escareado, o painel de liga de

alumínio é o escareado na configuração denominada Al-GI, e na GI-Al é o painel de Glare. Como resultado, foram obtidos corpos de prova que seguem os modelos apresentados na Figura 11.

Figura 11 – Configurações definidas: (a) Al-Al, (b) Al-GI, (c) GI-Al.



Fonte: Barreto (2022).

Das chapas fornecidas foram produzidos 14 corpos de prova (CDPs) para este estudo, 5 do tipo Al-Al, 4 Al-GI e 5 GI-Al. Cada corpo de prova foi identificado conforme nomenclatura apresentada na Tabela 2 junto às suas especificações de massa. Os corpos de prova foram nomeados, seguindo o padrão de estudos prévios, na forma X.Y, sendo X=1, 2 ou 3, a depender da configuração: 1 para Al-Al, 2 para Al-GI e 3 para GI-Al, e Y definido de acordo com números não utilizados nos estudos anteriores.

Tabela 2 – Especificações dos corpos de prova utilizados.

Corpo de Prova	Configuração	Massa (g)*
1.13		
1.14		
1.18	Al-Al	32,32
1.21		
1.22		

Continua.

Continuação.

Corpo de Prova	Configuração	Massa (g)*
2.15		
2.22		
2.23	Al-GI	30,18
2.24		
3.9		
3.12		
3.14	GI-Al	30,24
3.15		
3.24		

* Erro de $\pm 0,1$ g.

Fonte: Barreto (2022).

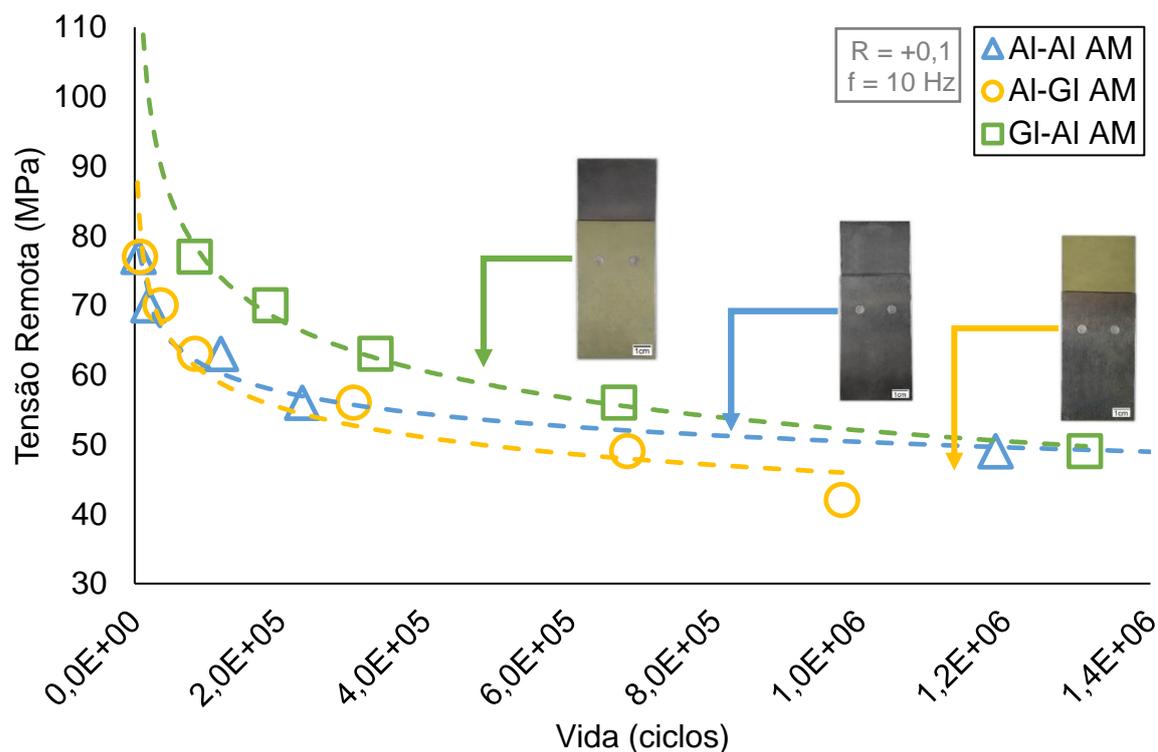
Trabalhos anteriores, realizados por Martinez (2006), analisaram em fadiga juntas idênticas às deste trabalho, mas virgens, *i.e.*, sem condicionamento, aqui denominadas AM (*as-manufactured*). Na Tabela 3 estão destacados os resultados de vida e modos de falha encontrados por ele para tensão da ordem de 49 MPa (carga de 3,5 kN). As curvas tensão-vida (S-N) inferidas por ele para cada configuração estão apresentadas na Figura 12.

Tabela 3 – Vida em fadiga de juntas Al-Al, Al-GI e GI-Al virgens.

Configuração	Vida (ciclos)	Principal modo de falha
Al-Al	1.187.000	Falha da placa Al não-escareada
Al-GI	679.000	Falha da placa Al escareada
GI-Al	1.310.000	Falha da placa Al não-escareada

Fonte: Adaptado de Martinez (2006).

Figura 12 – Curva Tensão Remota-Vida (S-N) para corpos de prova AM sob tração-tração.

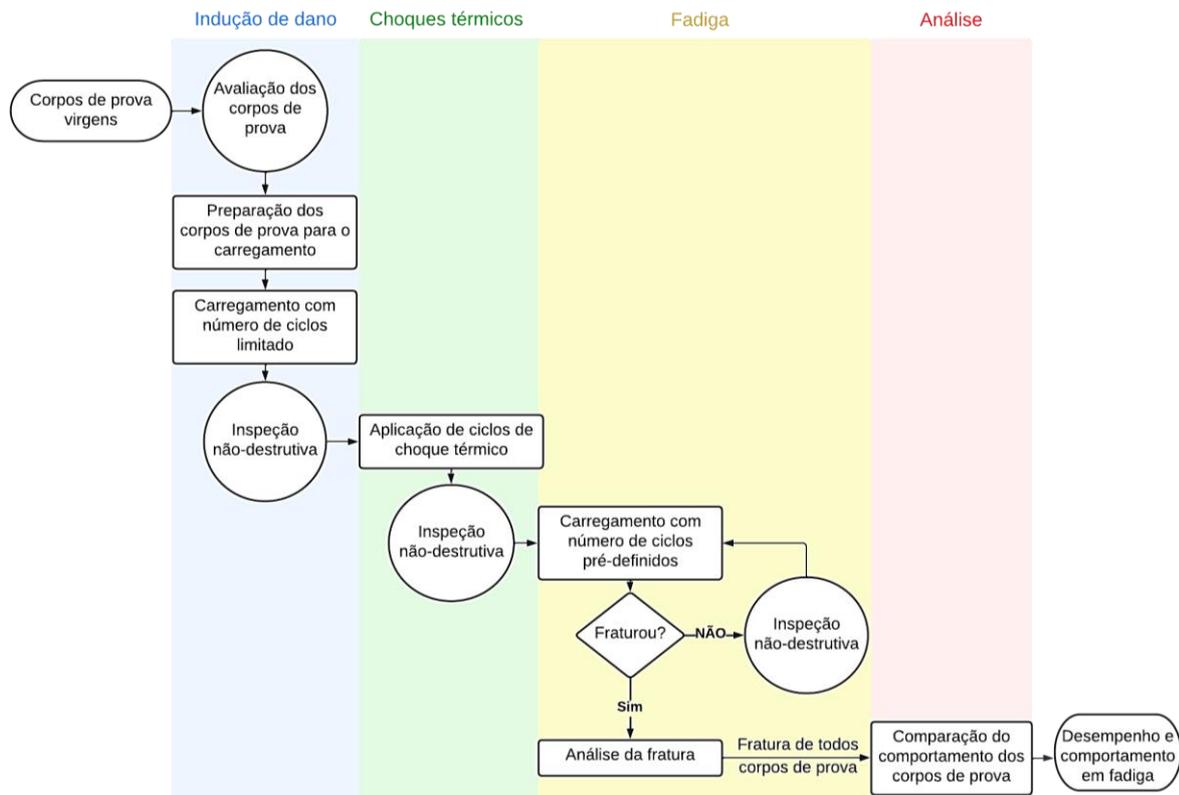


Fonte: Adaptado de Martinez (2006).

3.3. Procedimento experimental

Na Figura 13 consta o fluxograma simplificado do procedimento experimental adotado. O procedimento consiste de 4 fases principais: indução do dano prévio, aplicação dos choques térmicos, ensaio de fadiga até fratura completa e análise dos dados e informações obtidos.

Figura 13 – Fluxograma do procedimento experimental.



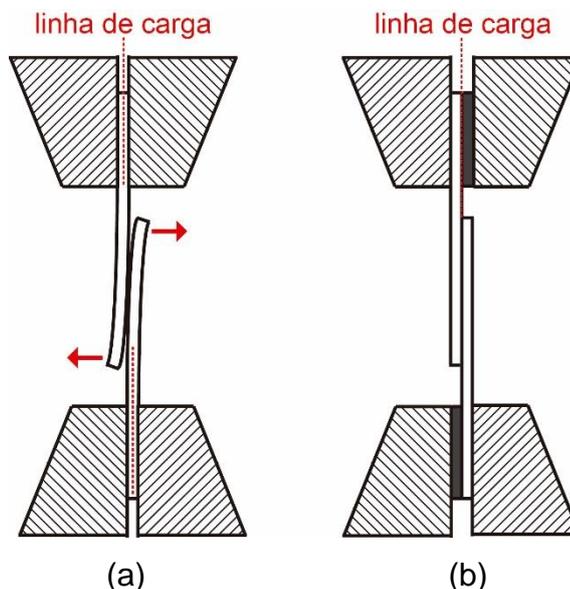
Fonte: Barreto (2022).

3.4. Indução de dano

3.4.1. DANO POR PRÉ-FADIGA

Para indução de dano, os corpos de prova foram primeiramente submetidos a um número limitado de ciclos de carga de alta magnitude (pré-fadiga). Para esse carregamento, os corpos de prova foram preparados com a fixação de *end-tabs* de alumínio de mesma espessura das chapas, 1,6 mm, nas extremidades dos painéis. A utilização dos *end-tabs* torna o carregamento da junta simétrico, minimizando o momento fletor na estrutura, como ilustrado na Figura 14.

Figura 14 – Importância da utilização de *end-tabs* nos ensaios: (a) linha de carga sem utilização de *end-tabs* e (b) com *end-tabs*.



Devido à assimetria intrínseca da junta mecânica, há uma diferença na posição das linhas de carga de cada garra da máquina de ensaios, gerando carregamento assimétrico da junta. A fixação de *end-tabs* com a mesma espessura das chapas garante a simetria da aplicação de carga, fazendo com que as linhas de carga das garras sejam coincidentes. Fonte: Barreto (2022).

O número de ciclos ao qual cada corpo de prova foi submetido, bem como a tensão máxima aplicada, foram definidos de acordo com a resistência ao dano de cada configuração com base nos trabalhos realizados por Martinez (2006) com corpos de prova virgens e cujos resultados estão apresentados na Tabela 3. Para cada corpo de prova foram definidos números de ciclos diferentes, de modo a permitir a avaliação do efeito dos choques térmicos de acordo com a gravidade do dano prévio, ou seja, em momentos diferentes da vida do componente. Os corpos de prova virgens do tipo Al-GI apresentaram menor resistência ao dano em altas tensões e por isso foram submetidos a números de ciclos de indução de dano menor; por se mostrarem os mais resistentes, os GI-Al foram submetidos a maior número de ciclos; já os Al-Al, a número de ciclos intermediários. Detalhes do processo de indução de dano definido para cada amostra estão apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 – Número de ciclos aplicados a cada amostra para indução de dano.

Corpo de Prova	Configuração	Número de Ciclos
1.13		30.000
1.14		60.000
1.18	AI-AI	90.000
1.21		120.000
1.22		150.000
2.15		20.000
2.22	AI-GI	60.000
2.23		80.000
2.24		100.000
3.9		80.000
3.12		160.000
3.14	GI-AI	240.000
3.15		320.000
3.24		400.000

Fonte: Barreto (2022).

A indução do dano em fadiga foi realizada à temperatura ambiente e sob amplitude constante de tensão (*Constant Amplitude Load – CAL*). Foi utilizado um sistema servo-hidráulico universal de ensaios mecânicos MTS®-810 com 250 kN de capacidade máxima. A tensão máxima utilizada foi 60 MPa (carga de 4,5 kN) e a razão de tensão ($R = \text{carga mínima/máxima}$) aplicada à forma de onda senoidal do carregamento foi de +0,1 (tração-tração), levemente positiva para evitar flambagem dos corpos de prova. A frequência cíclica (f) utilizada foi de 10 Hz para inibir aquecimento da amostra, o que poderia prejudicar o desempenho da camada de compósito. A pressão utilizada nas garras do sistema (P_g) foi de 500 psi.

Para minimizar o fator humano nos resultados, o posicionamento dos corpos de prova na máquina foi padronizado com a placa escareada para a frente (cabeça dos rebites para a frente), placa escareada presa na garra fixa e placa não-escareada presa na garra móvel, como apresentado na Figura 15. O alinhamento do corpo de prova foi garantido utilizando um nível para alinhar horizontalmente o eixo dos rebites.

Figura 15 – Fixação dos corpos de prova na máquina de ensaios.



Fonte: Barreto (2022).

Após a indução do dano foi realizada inspeção visual dos corpos de prova, a fim de avaliar a resistência a danos de cada configuração a partir do desenvolvimento de trincas e outras formas de dano. O procedimento de inspeção será melhor detalhado na seção 3.6.

3.4.2. CICLOS DE CHOQUES TÉRMICOS

Na sequência, os corpos de prova foram submetidos a um processo de fadiga após estresse térmico. Antes de ser avaliado em fadiga, cada corpo de prova foi submetido bruscas e grandes variações de temperatura pela imersão em meio aquecido ou resfriado, similar ao processo de fadiga por estresse térmico (*thermal stress fatigue*). As grandes vantagens desse método são seu aparato simples, a reprodução fiel do estado de tensões e a possibilidade de submissão dos corpos de prova a choques térmicos severos, com grande amplitude de temperatura (KEREZSI; KOTOUSOV; PRICE, 2000).

Os corpos de prova, danificados após os ciclos de carga da etapa anterior, foram submetidos a 500 ciclos de choques térmicos entre 100°C (água fervente) e -

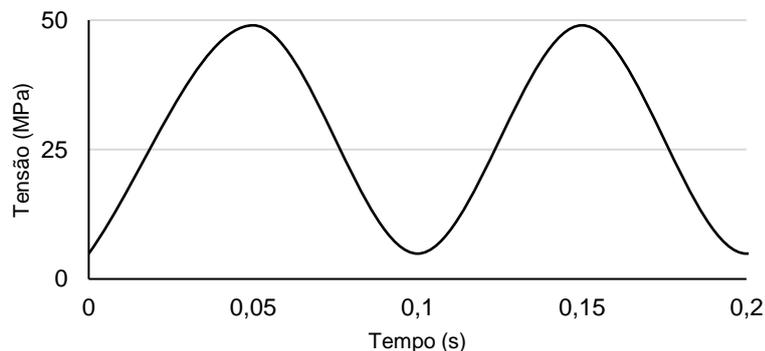
196°C (nitrogênio líquido). À cada etapa do ciclo, eles foram mantidos em cada meio por 10 minutos para equilíbrio térmico.

Após a aplicação dos ciclos de choques térmicos, os corpos de prova passaram por uma nova sessão de inspeção (procedimento detalhado na seção 3.6). para avaliar se houve efeito detectável sobre os danos pré-existentes. Os corpos de prova também foram pesados a fim de avaliar se houve variação no peso advinda da absorção dos líquidos utilizados no processo.

3.5. Ensaio de fadiga

Assim como os ciclos de carga para indução do dano, os ensaios de fadiga para avaliação da vida residual também foram realizados à temperatura ambiente, sob CAL e em um sistema servo-hidráulico universal de ensaios mecânicos MTS®-810 com 250 kN de capacidade máxima. Foram utilizadas as mesmas especificações do processo de indução de dano ($R=+0,1$, $f=10$ Hz e $P_g=500$ psi), padrões em ensaios de fadiga de FMLs (SALVE; KULKARNI; MACHE, 2016), bem como o mesmo processo para minimização do fator humano. Entretanto, para propiciar o desenvolvimento dos mecanismos de falha envolvidos, a tensão máxima foi definida em 49 MPa (carga de 3,5 kN). O resultado foi aplicação de carga na forma representada na Figura 16.

Figura 16 – Forma sinusoidal da carga aplicada nos ensaios de fadiga.



Fonte: Barreto (2022).

Os ensaios foram realizados em rodadas, com intervalos entre elas para inspeção visual das amostras e análise da evolução dos danos. O número de ciclos entre cada um desses intervalos de inspeção para cada tipo foi definido com base nos trabalhos de Martinez (2006), de modo a garantir que seria possível observar evolução

dos danos, e atualizado ao longo das rodadas de acordo com a evolução. Na Tabela 5 estão apresentados os intervalos utilizados para cada configuração entre as rodadas.

Tabela 5 – Número de ciclos antes de cada rodada de inspeção.

Configuração	Rodadas					
	1 ^a	2 ^a	3 ^a	4 ^a	5 ^a	6 ^a
AI-AI	40.000	40.000	50.000	50.000	75.000	Até a falha
AI-GI	120.000	120.000	120.000	120.000	-	-
GI-AI	80.000	80.000	100.000	100.000	150.000	Até a falha

Fonte: Barreto (2022).

Após a fratura, cada corpo de prova foi analisado visualmente. Com a fratura de todo os corpos de prova, foi possível comparar o comportamento entre os corpos de prova de uma mesma configuração, para avaliar o efeito dos choques térmicos sobre diferentes magnitudes de dano, bem como comparar corpos de prova de configurações diferentes para avaliação do desempenho de cada configuração.

3.6. Inspeções visuais

A análise visual macroscópica foi realizada em ambiente bem iluminado e com movimentação dos corpos de prova contra a luz para avaliar sinais externos de trincas internas. Para avaliação microscópica, utilizou-se um microscópio Digital USB Haiz com capacidade de aumento de 1600x e câmera de 2 MP, e para o registro dos danos microscópios, utilizou-se um estereoscópio Zeiss, modelo Discovery V8, com câmera acoplada da mesma marca, modelo AxioCam ERc 5s.

3.7. Dureza

Para avaliar se os ciclos de choques térmicos ocasionaram mudanças na dureza da liga de alumínio do Glare e da contraparte monolítica, foram obtidos os valores de Dureza Vickers de amostras virgens e amostras submetidas a 500 ciclos

de choques térmicos tanto do painel de Glare-5, como da liga de alumínio 2024-T3. Os valores de dureza foram obtidos segundo as cargas da Tabela 6.

Tabela 6 – Carga utilizada na medição de Dureza Vickers.

Painel	Condição	Código	Carga (Kg)
Alumínio	Virgem	AI-AM	15
	Condicionado	AI-CT	15
Glare	Virgem	GI-AM	10
	Condicionado	GI-CT	10

Fonte: Barreto (2022).

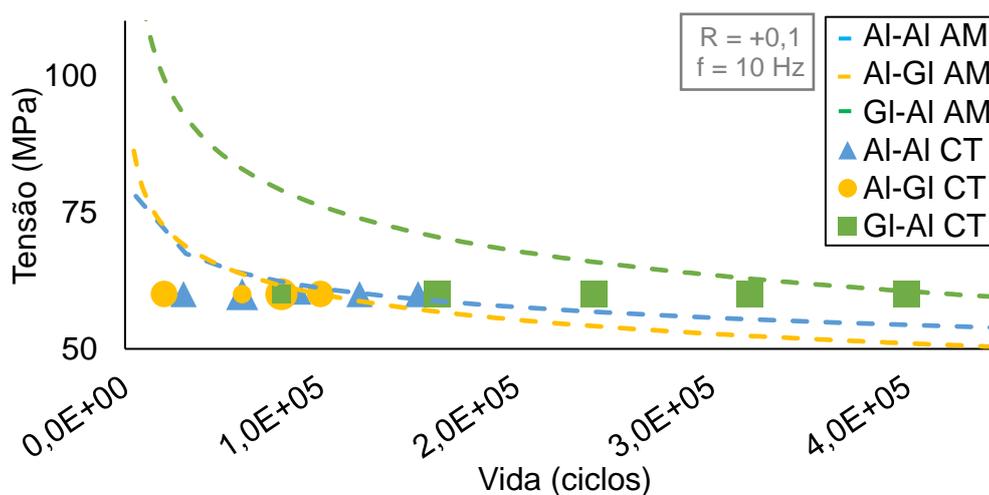
4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os ensaios de fadiga para determinação da vida residual, *i.e.*, tolerância a danos, das juntas rebitadas previamente fadigadas e submetidas a choques térmicos extremos, *i.e.*, resistência a danos, foram acompanhados por inspeções periódicas realizadas em tempos. Os ensaios permitiram avaliação dos efeitos de choques térmicos sobre corpos de prova já danificados, enquanto a realização de inspeção em rodadas permitiu o acompanhamento da evolução dos mecanismos de falha das estruturas. No Apêndice B, encontram-se as tabelas que resumem os dados coletados, bem como a sequência detalhada dos mecanismos de falha encontrados em cada corpo de prova à cada rodada.

4.1. Resistência a danos

Na Figura 17 é possível observar o estado de dano cada corpo de prova após a pré-fadiga ao comparar o número de ciclos de carga aplicados a ele em relação aos resultados de vida da junta virgem (AM) sob a mesma tensão. A partir do posicionamento dos triângulos, círculos e quadrados em relação às linhas AM, é possível observar o quão próximo à falha da estrutura virgem a pré-fadiga deste estudo deixou o estado de danos dos corpos de prova.

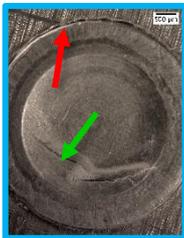
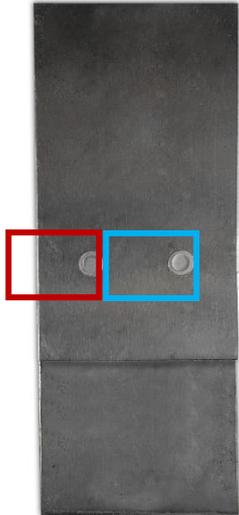
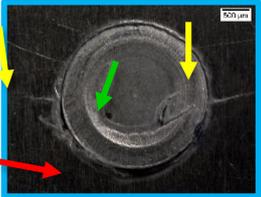
Figura 17 – Pré-fadiga das juntas deste trabalho em relação à vida das juntas virgens (AM).



Indução de dano por fadiga das juntas utilizadas neste estudo relativamente à vida integral de juntas virgens, sem condicionamento de qualquer natureza. Fonte: Adaptado de (MARTINEZ, 2006).

Na Tabela 7 estão apresentados os danos observados nos corpos de prova. Tais resultados representam a resistência a danos de cada configuração. Foram observados sinais do “efeito abridor de garrafa” nas cabeças dos rebites, identificados anteriormente em estudos de Tarpani *et al.* (2020), e, em um dos corpos de prova, trinca no painel escareado. Como resultado, foi possível identificar que a configuração Al-GI apresentou menor resistência a danos e a GI-Al a maior. Não foi observado agravamento dos danos prévios após a aplicação dos choques térmicos.

Tabela 7 – Principais danos identificados após aplicação dos ciclos de carga iniciais.

CDP*	Tipo	Ciclos	Danos	Legenda
1.14	Al-Al	60.000		<p>SETAS</p> <p>Trincas rebites</p> <p>Ef. abridor de garrafa</p> <p>Trincas painéis</p> 
2.22	Al-GI	60.000		
2.23	Al-GI	80.000		
2.24	Al-GI	100.000	 	

Continua.

Continuação.

CDP*	Tipo	Ciclos	Danos	Legenda
3.24	GI-Al	400.000		

*Corpos de prova que não constam nesta Tabela, não apresentaram danos detectáveis.
Fonte: Barreto (2022)

A pesagem das amostras antes e após os ciclos de choques térmicos não mostrou alterações significativas na massa (Tabela 16 do Apêndice B, indicando que não houve absorção dos líquidos utilizados no processo de choque térmico pelas camadas de compósito. Estudos prévios comprovaram que a absorção de líquidos é muito menor em FMLs do que em compósitos convencionais (CHANDRASEKAR et al., 2017), pois as camadas metálicas atuam como barreiras à difusão de moléculas, de modo que apenas bordas desprotegidas são susceptíveis (MAJERSKI; SUROWSKA; BIENIAS, 2018; ZHONG; JOSHI, 2015), regiões que não são críticas para a estrutura integral de juntas mecânicas.

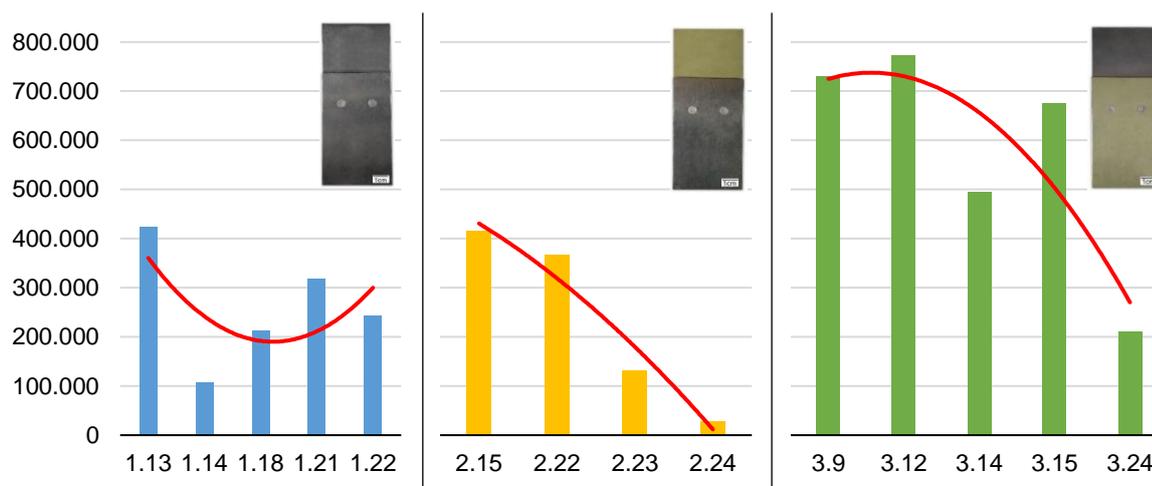
Análise das massas dos corpos de prova, apresentadas na Tabela 2 e na Tabela 16 do Apêndice B, indica que as juntas dissimilares contendo Glare são cerca de 7% mais leves que as juntas metálicas Al-Al, ressaltando sua aplicabilidade ao setor aeroespacial.

4.2. Vida residual

4.2.1. EFEITO DA MAGNITUDE DO DANO PRÉVIO

Na Figura 18 encontram-se as curvas de tendência da vida residual em fadiga dos corpos de prova tipo-junta previamente danificados nas três distintas configurações empregadas neste estudo. Essas curvas, fornecidas na cor vermelha, correspondem à tendência das barras com colorações específicas para cada tipo de junta (azul, amarelo e verde).

Figura 18 – Vida residual dos corpos de prova.



Fonte: Barreto (2022)

Apesar de haver variabilidade nos resultados numéricos de vida residual, inerente à sensibilidade de ensaios de fadiga e à quantidade de variáveis atuantes no desempenho da estrutura, em sua maioria os corpos de prova atenderam às expectativas. De forma majoritária, quanto maior o número de ciclos de indução de dano aos quais um corpo de prova foi submetido, menor sua vida residual.

As juntas contendo Glare apresentaram maior previsibilidade e confiabilidade em relação à expectativa sobre a vida residual, com juntas submetidas a um maior número de ciclos de dano previamente induzido apresentando menor vida residual. Por outro lado, a configuração AI-AI, apresentou menor previsibilidade, o que pode ser devido às suas maiores rigidez e fragilidade, gerando maior desvio padrão dos dados. A Tabela 8 ilustra essa informação através dos dados das linhas de tendência apresentados na Figura 18. É possível observar que a linha de tendência de vida residual da configuração AI-AI apresentou menor coeficiente de determinação (R^2) – medida estatística do ajuste do modelo definido aos dados coletados.

Tabela 8 – Especificações das linhas de tendência utilizadas na Figura 18.

Config.	Dano previamente induzido		Vida residual	
	Equação	R^2	Equação	R^2
AI-AI	$y=30.000x+30.000$	1	$y'=360.576-153.554x'+34.598x'^2$	0,34
AI-GI	$y=26.000x+26.000$	0,97	$y'=430.829-97.494x'-14.064x'^2$	0,95

Continua.

Continuação.

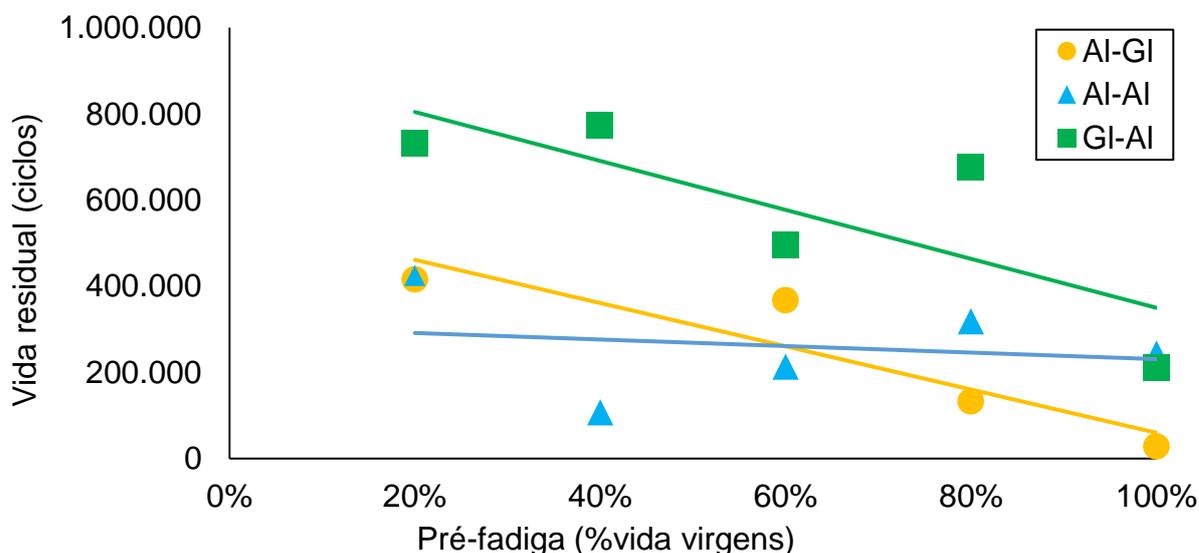
Config.	Dano previamente induzido		Vida residual	
	Equação	R ²	Equação	R ²
GI-AI	$y=80.000x+80.000$	1	$y'=724.697+45.299x'-39.726x'^2$	0,71

Fonte: Barreto (2022)

4.2.2. TOLERÂNCIA AO DANO

Na Figura 19 é possível observar que a configuração GI-AI apresentou melhor desempenho, mesmo com danos mecânicos próximos às vida em fadiga das amostras virgens, i.e. mesmo após alto grau de dano mecânico. Isso indica que essa configuração apresenta maior tolerância a danos que as demais. Por outro lado, as configurações AI-AI e AI-GI apresentaram tolerância a danos intermediária e a preferência por uma ou outra susceptível ao nível de dano prévio. Para ciclos de danos mecânicos menores que 60% da vida em fadiga dos pares virgens, a configuração AI-GI apresentou melhor desempenho; para ciclos maiores, a AI-AI teve melhor performance. Essa diferença no desempenho das duas juntas contendo Glare ressalta a importância de estudos como este, pois efeitos sinérgicos podem fazer com que a utilização de um material de maior resistência, e neste caso mais caro, nem sempre resulte em uma estrutura com melhor desempenho.

Figura 19 – Vida residual absoluta dos corpos de prova em função do dano mecânico.

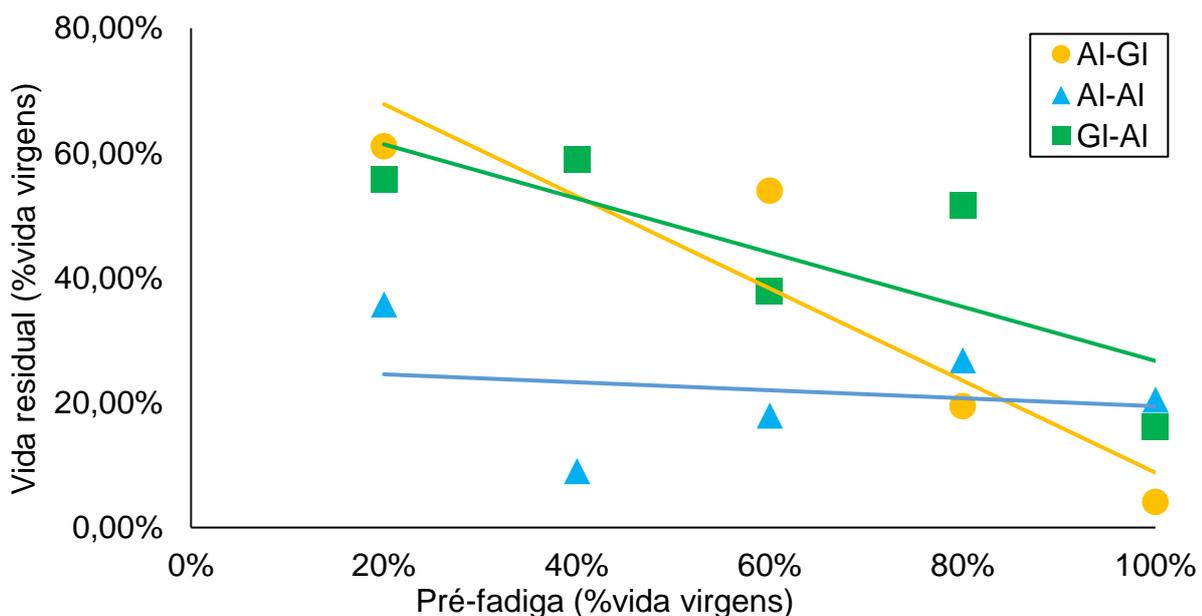


Fonte: Barreto (2022)

É necessário enfatizar que o número de ciclos de pré-fadiga aplicados a uma determinada junta é função inversa da respectiva carga máxima flutuante. Desta forma, para cada junta, enquanto o número de ciclos de fadiga preliminar aumenta da esquerda para a direita, a carga máxima de fadiga aplicada aumenta no sentido inverso.

Com relação à sensibilidade da tolerância a dano de cada configuração, avaliada com base na vida residual relativa (Figura 20), é possível observar que a configuração AI-GI apresenta a maior sensibilidade, com uma linha de tendência de maior inclinação. Por outro lado, a configuração AI-AI apresenta a menor sensibilidade, com pouca inclinação e a configuração GI-AI, uma posição intermediária.

Figura 20 – Vida residual relativa dos corpos de prova em função do dano mecânico.



Fonte: Barreto (2022)

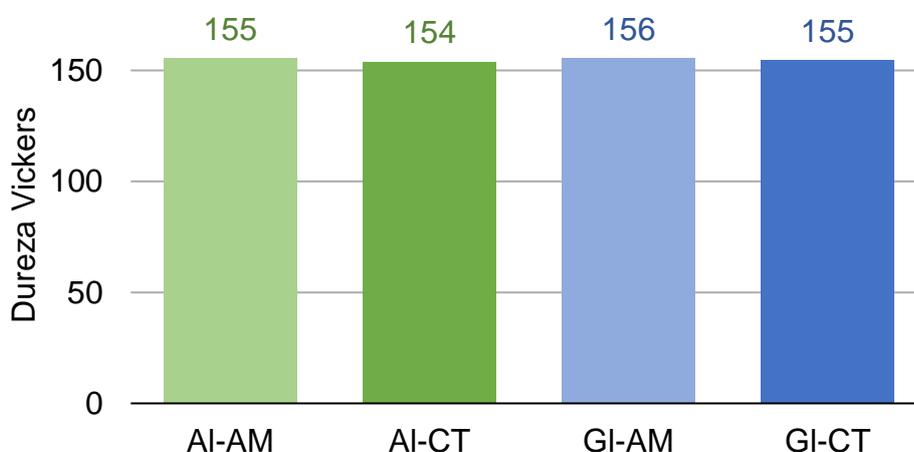
Ao comparar esses resultados de vida residual aos resultados de Martinez (2006) com juntas virgens (Tabela 3), observa-se que, embora a relação de desempenho tenha se mantido, com GI-AI apresentando o melhor desempenho e AI-GI o pior, as juntas foram significativamente afetadas pelo condicionamento. Ao comparar juntas com número de ciclos de indução de dano similares entre si, como AI-AI 1.1.8 (90.000 ciclos), a AI-GI 2.23 (80.000 ciclos) e a GI-AI 3.9 (80.000 ciclos), observamos reduções de 82,08%, 80,57% e 44,35%, respectivamente, das vidas

residuais em relação à vida total dos corpos de prova virgens. Embora tais informações não possam ser consideradas de forma quantitativa, podemos avaliar que a configuração Al-Al foi a mais afetada pelo condicionamento, apresentando maior redução da vida residual em relação à vida de corpos de prova virgens, enquanto a GI-Al foi a menos afetada, com menor redução.

4.3. Efeito do condicionamento

Os resultados de dureza Vickers obtidos com os corpos de prova virgens (*As Manufactured* – AM) e submetidos a choques térmicos (CT) não indicaram diferenças significativas ocasionadas pela aplicação de choques térmicos (Figura 21). Após os ciclos de choques térmicos, a liga de alumínio (Al) e a camada metálica do Glare (GI) obtiveram, respectivamente, durezas 1,28% e 0,65% menores que as de seus pares virgens.

Figura 21 – Dureza Vickers dos painéis virgens e dos submetidos a choques térmicos.



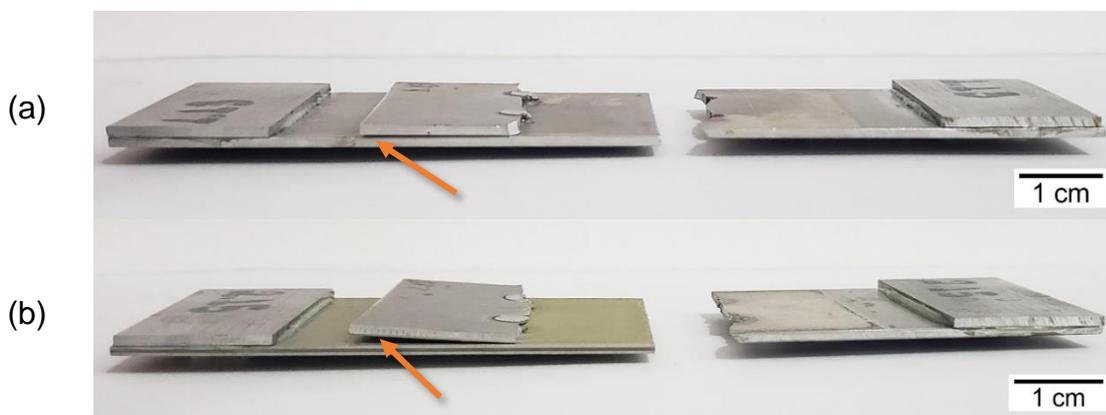
Valores de Dureza Vickers do painel de liga de alumínio 2024-T3 (Al) e da camada metálica do painel de Glare (GI) antes (AM) e após (CT) os choques térmicos. Fonte: Barreto (2022)

Mecanicamente, no painel de Glare, os diferentes coeficientes de expansão da liga de alumínio, da resina e das fibras de vidro (HAGENBEEK; SINKE, 2019; KUBIT et al., 2019) fazem com que a ciclagem térmica gere tensões residuais de compressão na camada compósito e reduza a tensão de cisalhamento interlaminar (ILSS). Essas tensões residuais de compressão, embora contribuam para absorção de energia e para a redução da deformação do painel, na região dos rebites se combinam à já alta concentração de tensões de compressão existente nas bordas dos furos do painel

tensionado (BARRETO; SANTIAGO, 2018). A sobrecarga da interface metal-compósito e a redução da ILSS favorecem o surgimento de delaminações na região. A ciclagem térmica também resulta no enrijecimento da matriz através de um processo de pós-cura da resina (GOYO-BRITO et al., 2019), que reduz a capacidade de deformação da placa de Glare, enquanto favorece a ocorrência de delaminação na interface metal-compósito devido à maior ductilidade da camada metálica. Como delaminação é um processo que absorve mais energia, ele contribui para a resistência do painel à fadiga, mas favorece a nucleação de trincas na camada metálica reduzindo a efetividade do mecanismo de ancoramento de trincas na região delaminada.

A maior flexibilidade (menor rigidez) inerente Glare e agravada pelo favorecimento do desenvolvimento de delaminações, faz com que sua aplicação torne a configuração Al-GI, mais flexível. Isso resulta numa maior flexão secundária, a qual amplifica as tensões de cisalhamento na superfície de contato das placas, carregando ainda mais o painel escareado. Essa maior flexibilidade pode ser observada na Figura 22, na qual pode-se comparar a falha dos corpos de prova Al-Al 1.13 e Al-GI 2.15, submetidos a números de ciclos de indução de dano similares.

Figura 22 – Flexão das placas das amostras fraturadas Al-Al 1.13 e Al-GI 2.15.



(a) Al-Al 1.13, submetida a 30.000 ciclos para indução de dano, e (b) Al-GI 2.15, submetida a 20.000 ciclos. Flexão dos painéis escareados ressaltada por flechas laranjas. O painel fletido na junta Al-GI varia, podendo ser o não-escareado, mas em todos os casos nota-se maior flexão dos painéis dessa configuração. Fonte: Barreto (2022).

Ainda assim, apesar de ser significativamente afetado pelo condicionamento, o Glare apresenta melhor desempenho como placa escareada. Isso se deve à propriedade intrínseca do FML de apresentar múltiplos caminhos de carga, o que permite maior distribuição da tensão entre os diferentes constituintes, e aos diversos

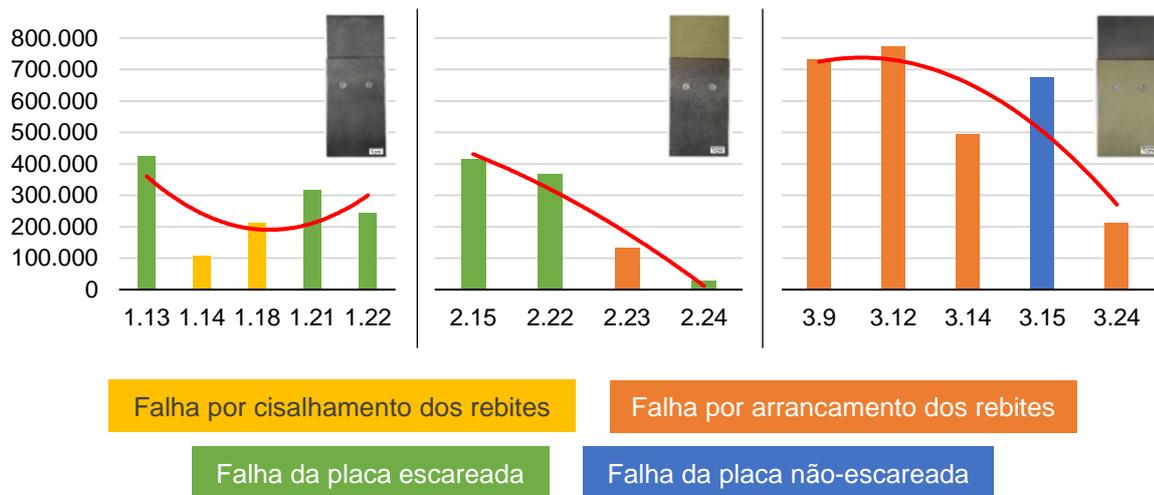
e complexos mecanismos de falha favorecidos pelo estado de tensões desse componente, os quais absorvem energia e postergam a falha (RODI; ALDERLIESTEN; BENEDICTUS, 2010; UCAN et al., 2019). Por postergar a falha, tais mecanismos conferem à configuração GI-Al maior vida em fadiga e desenvolvimento mais lento dos danos, que podem se tornar extensos e detectáveis antes da falha catastrófica da estrutura.

4.4. Modos de falha

Quatro principais modos de falha de juntas foram identificados: falha por cisalhamento dos rebites, por arrancamento dos rebites, falha do painel escareado e falha do painel não-escareado (TARPANI; BARRETO; TARPANI, 2020; VLOT; GUNNINK, 2001). Embora seja possível utilizá-los para classificar a falha do corpo de prova, quando analisamos juntas contendo material compósito, a complexidade e densidade dos diversos mecanismos de falha atuando simultaneamente não permite que afirmemos que eles foram os principais mecanismos de falha, mas apenas que são os modos que caracterizam a falha catastrófica da estrutura.

Na Figura 23 consta uma variação dos gráficos da Figura 18 destacando os modos de falha de cada corpo de prova. É possível observar que o condicionamento prévio (fadiga seguida de choques térmicos) favoreceu falha da placa escareada em configurações nas quais o painel de alumínio é o escareado (juntas Al-Al e Al-GI), e a falha por arrancamento dos rebites na configuração com painel de Glare escareado (GI-Al). Ainda, ao se comparar esses comportamentos aos exibidos por juntas virgens (Tabela 3), observam-se mudanças nos modos de falha principais, *i.e.*, majoritários, para as configurações Al-Al e GI-Al, nas quais as fraturas por falha da placa escareada, no primeiro caso, e por arrancamento dos rebites, no segundo, ocorreriam apenas para tensões acima dos 53 MPa nas juntas virgens, indicando que o condicionamento induziu antecipação desses modos de falha para tensões mais baixas.

Figura 23 – Modos de falha dos corpos de prova.



Fonte: Barreto (2022)

Os corpos de prova que fraturaram por cisalhamento dos rebites apresentaram vida residual abaixo da tendência. Como eles foram produzidos segundo processos e padrões internos da empresa que os forneceu, não temos informações suficientes para avaliar a causa-raiz da falha do rebite, mas podemos ressaltar a importância da atenção aos parâmetros de rebite e aos parâmetros de produção do FML, que afetam diretamente o desempenho da junta e nos quais variações e erros podem ocasionar resultados diferentes (LIANG et al., 2021; LIU et al., 2020; YU et al., 2019).

Por fim, além da confiabilidade e previsibilidade no que diz respeito à vida residual em fadiga da junta, a utilização do Glare também parece afetar o modo de falha da estrutura, resultando em menor variabilidade do que a junta Al-Al. Tal comportamento pode ser devido ao mecanismo de ancoramento de trincas do Glare, que permite melhor distribuição das tensões, reduzindo a probabilidade de sobrecarga dos rebites e da placa não-escareada.

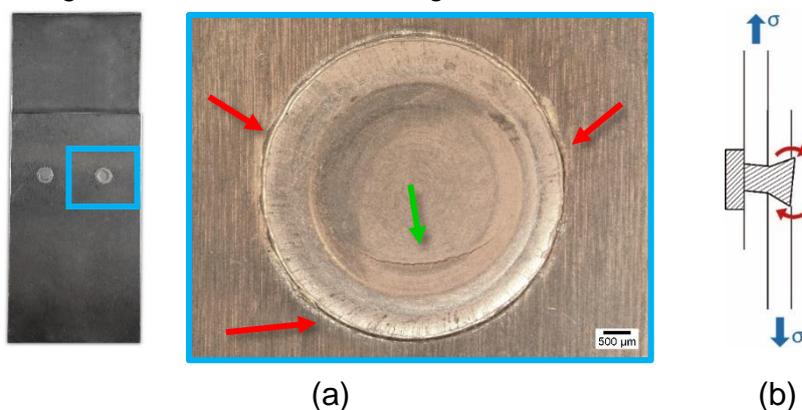
4.5. Mecanismos de falha

Para o desenvolvimento dos modos de falha identificados, há ação de diversos mecanismos que ocorrem simultaneamente em diferentes graus a depender da dinâmica das tensões em cada corpo de prova, mas que são comuns aos materiais de uma mesma categoria ou a certas estruturas. Alguns dos mecanismos comuns a

juntas escareadas são o “efeito abridor de garrafa”, o desgaste nas superfícies de contato e a flexão secundária.

Todos os corpos de prova apresentaram sinais do “efeito abridor de garrafa”, também conhecido como efeitos de *bearing*, e trincas na cabeça dos rebites (Figura 24a) como efeitos inevitáveis da combinação entre a escareação e o carregamento cíclico, que resultam em deformação e esmagamento da borda do furo (SKORUPA; SKORUPA, 2012; TARPANI; BARRETO; TARPANI, 2020). Como apresentado na Figura 24b, durante o carregamento, a cabeça do rebite é deslocada em uma direção, enquanto seu rabo é deslocado em outra, em um movimento cíclico de vai-e-vem. Quando a cabeça do rebite é deslocada em uma direção, sua borda mais próxima à aplicação da carga é pressionada contra o painel, enquanto a borda oposta é forçada para fora do furo; quando a carga é reduzida o rebite volta à sua posição neutra. Esse movimento do rebite gera danos à borda de sua cabeça, bem como à borda do furo, e a pressão de um hemisfério de sua cabeça do rebite contra a placa gera uma sobrecarga de tensão que origina trincas nesse hemisfério.

Figura 24 – “Efeito abridor de garrafa”: sinais e mecanismo.



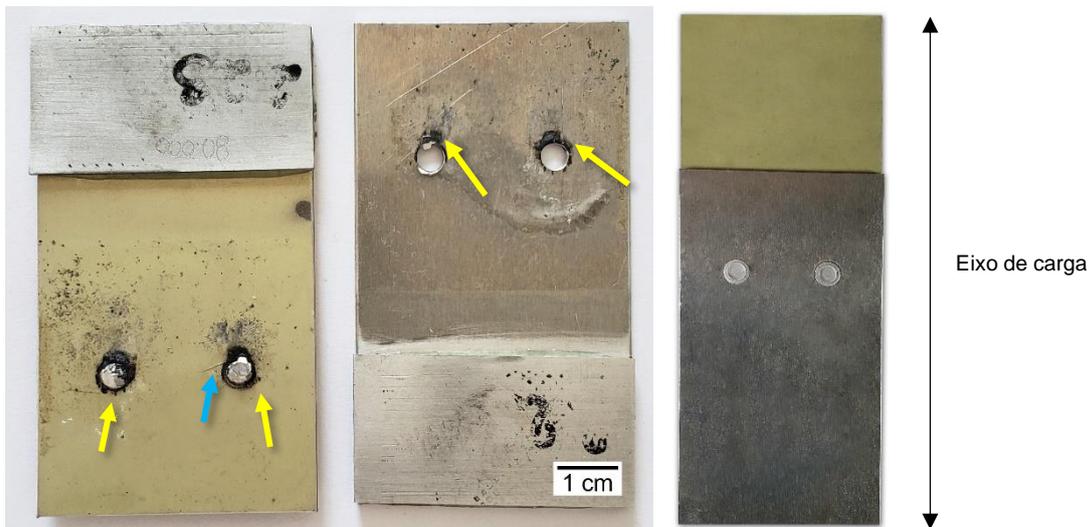
(a) Danos à borda do furo de rebite na placa escareada (setas vermelhas) e trinca na cabeça do rebite (seta verde) da amostra Al-Al 1.22 após a 4ª rodada de carregamento. (b) “Efeito abridor de garrafa”.
Fonte: Barreto (2022).

Fretting também pode ser observado com diferentes intensidades em todos os corpos de prova e ocorre sempre na região dos rebites, região de aperto da junta (MOSINYI, 2007). O desgaste depende da força de aperto da junta e advém do atrito gerado pelo movimento relativo entre os painéis durante o carregamento, o qual produz partículas de óxido na superfície de contato. Sua presença reduz significativamente a vida em fadiga da estrutura (VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12),

por isso não é surpresa observar que as juntas cujo desempenho foi abaixo do esperado, como as Al-Al 1.14 e 1.18 e a Al-GI 1.23 apresentaram *fretting* em maiores intensidades.

A geometria deste estudo resultou em marcas pretas na região dos rebites, que, embora sejam mais dispersas na placa de Glare, se acumulam sempre em direção à extremidade livre do painel escareado (como ilustrado na Figura 25). O painel escareado possui menor área efetiva na região dos rebites, pois as cabeças cônicas requerem furos maiores que da sua haste, alojada no painel não-escareado, tornando o painel escareado menos rígido que sua contraparte. Isso faz com que a extremidade livre do painel escareado apresente maior flexão dinâmica durante o carregamento; essa maior amplitude de movimento resulta em maior atrito nos pontos de contato e em marcas pretas de desgaste mais pronunciadas na região livre da placa.

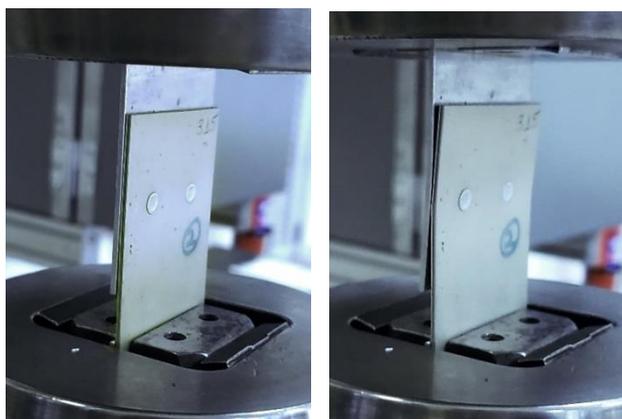
Figura 25 – Superfícies de contato da amostra Al-GI 2.23 fraturada.



As placas estão posicionadas na posição de carregamento. Setas amarelas indicam sinais de desgaste (*fretting*) e setas azuis trincas nos painéis. Fonte: Barreto (2022).

Quanto à flexão secundária, ela é uma deformação fora-do-plano ocasionada pelas tensões de cisalhamento sobre rebites, que geram momentos de flexão nos painéis (VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12). Durante os ensaios, é possível observar uma movimentação elástica das extremidades livres (Figura 26); ao longo da vida do corpo de prova essa deformação se torna plástica e aumenta até a fratura da estrutura.

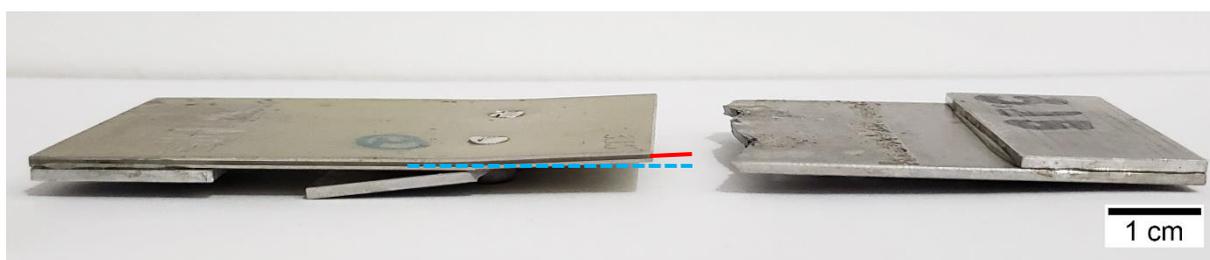
Figura 26 – Flexão dinâmica dos painéis do CDP GI-AI 3.15 durante os ensaios de fadiga.



Fonte: Barreto (2022).

Neste trabalho, embora ambos painéis da estrutura sejam afetados pela flexão secundária, os painéis escareados apresentaram maior deformação plástica resultante. Isso provavelmente se deve à menor área efetiva na região da cabeça cônica dos rebites escareados, região na qual se dá a flexão, como pode ser observado na Figura 27, aliada à diferença de rigidez entre as partes das juntas, altera as condições de contorno da estrutura no suporte às cargas e resultando, como efeito do acoplamento, na flexão de uma estrutura não-simétrica, tanto durante a ciclagem térmica, quanto durante a mecânica.

Figura 27 – Flexão plástica da placa de Glare da amostra GI-AI 3.15.



A linha azul tracejada indica o eixo do painel não deformado e a linha vermelha contínua, a inclinação da região fletida do painel. Fonte: Barreto (2022).

As exceções aos efeitos da flexão secundária foram os corpos de prova que falharam por cisalhamento dos rebites que resultaram em deformações muito pequenas ou ausentes. Tal resultado pode ser devido ao número de ciclos de carregamento, os quais podem não ter sido suficientes para grande deformação plástica dos painéis; ou pela existência de concentradores de tensão nos rebites, os

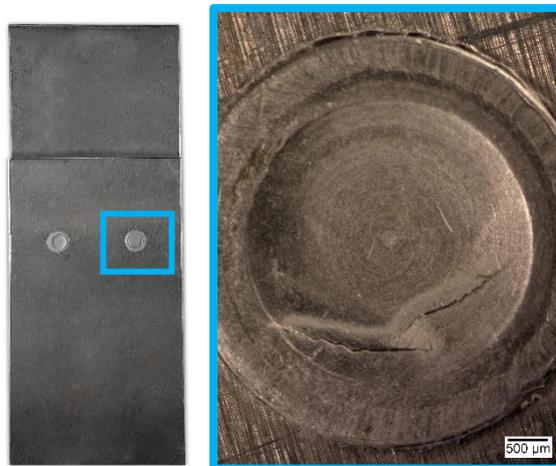
quais podem ter induzido sobrecarga dos rebites, minando o desenvolvimento dos outros mecanismos de falha.

As Tabela 19 e a Tabela 21, apresentadas no Apêndice B, apresentam os mecanismos de falha identificados nos corpos de prova à cada inspeção. A nucleação e o crescimento de todos esses mecanismos simultâneos reduzem progressivamente a rigidez dos painéis e da junta até a fratura.

4.5.1. CONFIGURAÇÃO AL-AL

Os primeiros danos a surgirem nos corpos de prova de configuração Al-Al são os danos resultantes do efeito abridor de garrafa, como trincas nos rebites e danos pronunciados às bordas dos furos desde os ciclos de fadiga iniciais. Esse é o caso do CDP 1.14, cujos efeitos do mecanismo foram observados desde o condicionamento (Figura 28).

Figura 28 – Danos a um dos rebites do corpo de prova Al-Al 1.14 após o condicionamento.



Fonte: Barreto (2022).

A movimentação das placas, que induz esse “efeito abridor de garrafa”, durante o carregamento, também gera atrito entre as placas, a origem do *fretting*. O atrito produz partículas de óxido na superfície de contato, com maior acúmulo próximo aos rebites, o que, por sua vez, aumenta ainda mais o atrito nessa região. Isso aumenta a concentração de tensão próximo à borda dos furos, fazendo com que trincas se iniciem preferencialmente nessa região. Essas partículas de óxido também

podem se acumular nas trincas nucleadas, o que pode fornecer uma ideia de sua origem e velocidade de crescimento.

Os corpos de prova do tipo Al-Al submetidos a maiores números de ciclos de dano, 1.18, 1.21 e 1.22, apresentam trincas internas nucleadas justamente nessa região dos rebites. Embora essas trincas tenham se originado na superfície de contato, elas eram visíveis na superfície externa da placa escareada a depender do ângulo da luz pela pequena deformação plástica que causavam na região. Apesar de poderem ser discretamente observadas, essas trincas ainda não haviam emergido à superfície; com ângulo de luz favorável, foi possível captá-las em imagens, como a Figura 29, do corpo de prova 1.21. É possível que a incidência dos choques térmicos tenha favorecido o crescimento mais lento da trinca em corpos de prova que continham mais danos, possibilitando que ela fosse identificada antes da falha catastrófica, pois os corpos de prova submetidos a menos ciclos de dano não apresentaram esses indícios do estado das superfícies de contato antes da fratura.

Figura 29 – Corpo de prova Al-Al 1.21 após a 3ª rodada de ensaios de fadiga.



Indício de trinca interna ressaltada por uma seta azul. Fonte: Barreto (2022).

Na Figura 30 pode-se observar os corpos de prova da configuração Al-Al após fraturados. Foi possível notar que a fratura da placa escareada dos corpos de prova que apresentaram sinais das trincas internas coincidiu com as mesmas, comprovando que eram de fato indícios da falha iminente do material com alguns milhares de ciclos de antecedência (80 mil no CDP 1.22, 180 mil no 1.21 e 30 mil no 1.18, conforme Tabela 19).

Figura 30 – Corpos de prova Al-Al fraturados.



Da esquerda para a direita: 1.13, 1.14, 1.18, 1.21 e 1.22. Fonte: Barreto (2022).

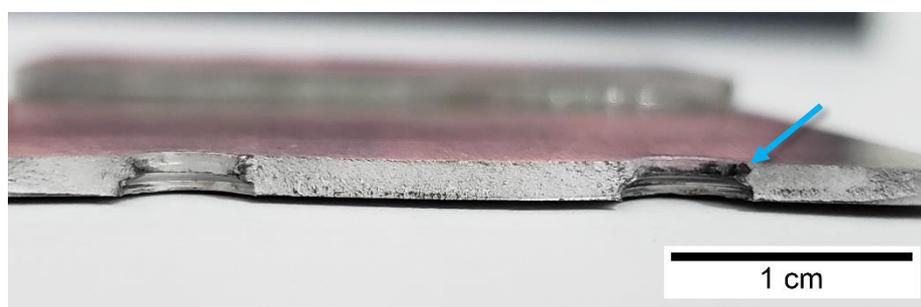
Como pode ser observado na Figura 29 e na Figura 30, as trincas se iniciam e se desenvolvem simultaneamente a partir de furos de rebite separados, um estado de MSD (PITT; JONES, 1997). Com a evolução do número de ciclos de carregamento, essas trincas crescem e podem chegar ao ponto de se ligarem em uma única trinca grande, que pode ocasionar a falha (ALDERLIESTEN; HOMAN, 2006).

Acompanhamento da evolução dos mecanismos de falha indicou que o dano da configuração seguiu esse processo tradicional de juntas monolíticas. As trincas ocasionadas por *fretting* no painel escareado de alumínio se propagaram rápido após nucleadas, vide a pequena ou ausente quantidade de óxido acumulada na superfície de fratura das placas. O encontro entre trincas originadas em furos de rebites diferentes e com as bordas da estrutura resultou na fratura majoritariamente frágil dos painéis escareados.

A falha dos corpos de prova 1.14 e 1.18 não seguiu essa tendência e se deu por cisalhamento dos rebites. Embora não tenhamos acesso às informações e incertezas do processo de rebiteagem da fabricante, a grande quantidade de marcas de *fretting* nas superfícies de contato dos painéis pode ser um indicativo de maior pressão dos rebites que nas concorrentes (VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12).

Análise da superfície de fratura das placas indica que o surgimento das trincas de fadiga na placa de alumínio de fato se deu nas bordas dos furos de rebite, onde é possível observar uma pequena quantidade de óxido acumulada (como ressaltado na Figura 31). Isso pode também ser observado no corpo de prova 1.18 (Figura 30), que fraturou por cisalhamento dos rebites, no qual as trincas presentes na superfície de contato de fato se originaram próximo ao eixo de simetria horizontal dos rebites, região de fratura do painel metálico escareado.

Figura 31 – Seção transversal da placa escareada fraturada do CDP Al-Al 1.13.



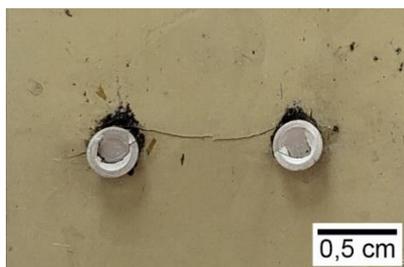
A seta azul aponta a marca preta que indica o início de uma trinca. Fonte: Barreto (2022).

4.5.2. CONFIGURAÇÃO AL-GL

Com relação à configuração Al-GI, seus mecanismos de falha foram muito parecidos com os da configuração Al-Al, incluindo identificação de trinca interna em uma das amostras antes da falha catastrófica, como apresentado na Tabela 20. Observou-se que nesta configuração as trincas no painel de alumínio também se iniciaram nas bordas dos rebites próximo ao eixo horizontal de simetria dos mesmos.

Por outro lado, a superfície de contato do corpo de prova 2.24 (Figura 32), indica que no Glare as trincas tendem a se originar na região de maior concentração de *fretting*, um pouco acima da borda do furo. Isso é ocasionado por tensões residuais de compressão geradas durante a rebitagem, os quais interferem no estado de tensões do painel, resultando em um deslocamento do ponto de nucleação de trincas da borda do furo para um ponto mais distante (VLOT; GUNNINK, 2001, cap. 12). Também é possível observar que, nesse painel, as trincas se propagam em forma elíptica, devido à flexão secundária mais acentuada por conta da menor rigidez do painel (MULLER, 1995).

Figura 32 – Região entre os rebites do corpo de prova Al-GI 2.24 fraturado.



Fonte: Barreto (2022).

Durante as inspeções (Tabela 20) e pela análise das superfícies de contato dos corpos de prova fraturados (Figura 33), foi possível observar que, apesar da presença do Glare, em geral, poucos mecanismos de falha se manifestaram nesse painel. Isso significa que o estado de tensões do painel não-escareado não foi suficiente para desenvolvimento significativo dos mecanismos de falha, os quais absorveriam grande energia no processo e postergariam a falha final. É possível concluir então que essa configuração não foi capaz de se aproveitar de todos os benefícios do FML, podendo, em contrapartida, ter sobrecarregado a contraparte escareada de liga de alumínio devido à sua flexibilidade e à flexão secundária mais intensa.

No que diz respeito à nucleação e propagação das trincas no painel escareado, o acompanhamento do desenvolvimento dos mecanismos de falha indicou comportamento muito similar ao da configuração Al-Al. A exceção é o corpo de prova 2.24, que já apresentava dano expressivo e flexão plástica do painel de Glare advindos da indução de dano, o que pode indicar que o maior número de ciclos de carregamento a tensões mais altas favoreceu maior flexão do painel não-escareado, mais flexível por ser composto de FML.

Figura 33 – Corpos de prova Al-GI fraturados.



Da esquerda para a direita: 2.15, 2.22, 2.23 e 2.24. Fonte: Barreto (2022).

No caso do corpo de prova 2.23, que fugiu à tendência dos demais, fraturando por arrancamento dos rebites, é possível observar maior quantidade marcas de *fretting*, assim como nos corpos de prova 1.14 e 1.18. É possível que neste caso também a força de aperto dos rebites fosse maior que nos demais, aumentando o atrito entre os painéis.

4.5.3. CONFIGURAÇÃO GL-AL

A configuração GI-Al, devido a seu estado de tensões mais complexo, apresentou mais mecanismos de falha em ambos painéis, como apresentado na Tabela 21, resultando em melhor desempenho. Entretanto, diferentemente das trincas internas observadas no painel escareado de liga de alumínio, quando o painel escareado é o de FML, os mecanismos de maior importância para a falha, como trincas internas e delaminações, ocorrem nas superfícies de contato ou internamento ao painel e não são visíveis, requerendo utilização de equipamentos de inspeção não-destrutiva (*non-destructive inspection* - NDI).

A vantagem é que tais mecanismos podem atingir extensões suficientes para serem detectados com esses equipamentos de NDI antes da falha catastrófica da estrutura. Nos corpos de prova fraturados da Figura 34 é possível identificar a grande acúmulo de óxido (proveniente do *fretting*) nas trincas dos painéis, indicando que as

trincas se iniciaram bem antes da fratura do componente, permitindo acúmulo de tamanha intensidade, bem como propagação mais lenta que nas demais configurações.

Figura 34 – Corpos de prova GI-Al fraturados.



Da esquerda para a direita: 3.9, 3.12, 3.14, 3.15 e 3.24. O círculo vermelho ressalta a origem da trinca na borda superior do painel de liga de alumínio. Fonte: Barreto (2022).

Com relação à origem da trinca, nota-se que neste caso também a trinca na superfície de contato do painel de Glare se inicia um pouco acima da borda do furo, como pode ser observado na superfície fraturada do corpo de prova 3.24, destacado na Figura 35. Também é possível observar que na liga de alumínio, diferentemente do painel escareado, no qual a trinca se iniciava próximo ao eixo de alinhamento dos rebites, no painel não-escareado, a trinca se inicia na região superior da borda do furo, como ressaltado pelo círculo vermelho na Figura 34, além de adquirir um formato elíptico mais acentuado, resultado da maior flexão secundária do painel nessa configuração.

Figura 35 – Região entre os rebites do corpo de prova GI-Al 3.24 fraturado



Fonte: Barreto (2022).

O acompanhamento dos mecanismos de falha indicou que as trincas em ambos painéis se originaram cedo na vida dos corpos de prova nas regiões próximas aos rebites, onde o *fretting* é mais intenso em virtude da flexão secundária, e foram se agravando conforme os ciclos. No painel de Glare as trincas da camada metálica da superfície de contato, em virtude da flexão secundária, acompanham regiões de delaminação que as impedem de se propagar para subcamadas internas do compósito, permanecendo invisíveis.

O agravamento dos danos (trincas e delaminações) reduz progressivamente a rigidez do painel danificado, tornando-o ainda mais flexível e permitindo movimento cada vez maior da cabeça dos rebites. Num efeito de *feedback*, esse movimento maior das cabeças de rebite contribui para agravamento dos danos no painel em resposta ao “efeito abridor de garrafa”, danificando cada vez mais as bordas do furo e promovendo certo alargamento do mesmo. Esse agravamento continua até que a flexibilidade e os danos às bordas dos furos e às cabeças de rebite sejam suficientes para permitir que as cabeças de rebites atravessem progressivamente o furo em cada uma das camadas do painel de Glare.

Ao chegar à última camada do painel, a camada metálica da superfície de contato, o movimento das cabeças dos rebites se combina à já extensa trinca do painel, promovendo descolamento completo ou parcial da camada metálica interna à junta (superfície de contato) ao se desprenderem completamente do painel de Glare. Tal cronologia pode ser corroborada pelo *fretting* na região das trincas da camada metálica interna de Glare (Figura 34), o qual apresenta grande intensidade próximo aos furos e intensidade muito menor próximo às bordas do painel, indicando que a trinca atingiu essa região na iminência do desprendimento da junta.

A grande flexão dos painéis não escareados de liga de alumínio (Figura 36), bem como o descolamento extensivo ou completo de parte da camada metálica de contato do Glare, não ocorre de forma gradual, mas abruptamente próximo à fratura completa da junta. Isso provavelmente ocorreu em virtude da energia armazenada nas fibras ainda elásticas do Glare conforme a rigidez dos painéis metálicos em sua composição eram danificados e tinham sua rigidez reduzida.

Figura 36 – Grande flexão da placa não-escareada GI-AI 3.24.



Fonte: Barreto (2022).

Testes de tração realizados em trabalho ainda a ser publicado com amostras de Glare com diferentes configurações indicaram que, embora haja deformação plástica das fibras na região da fratura, as fibras do restante do painel permanecem parcialmente elásticas. Nos testes a elasticidade dessas fibras levou à sua contração imediatamente na interrupção da carga de tração por fratura das amostras, gerando delaminações de grande extensão. Ao serem retiradas das garras da máquina de ensaios, a contração das fibras nas amostras causou grande deformação plástica nas camadas de liga de alumínio, como apresentado na Figura 37 (BARRETO et al., 2022).

Figura 37 – Amostras de Glare com diferentes configurações após ensaio de tração.

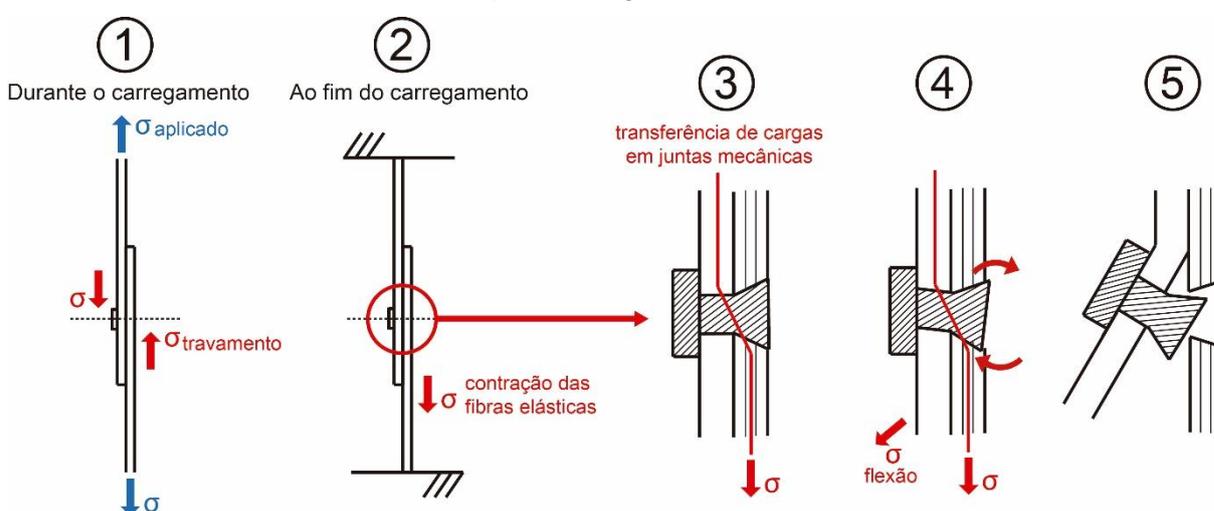


Da esquerda para a direita, Glare 3 2/1, Glare 3 3/2 e Glare 5 3/2. Fonte: Barreto *et al.* (2022).

Análise da sequência de eventos e mecanismos de falha presentes nos corpos de prova dessa configuração levou à hipótese de que a causa-raiz da flexão da contraparte de alumínio está na contração das fibras do Glare antes tracionadas.

Segundo essa hipótese, a contração da placa escareada de alumínio conforme o carregamento diminuía puxaria a cabeça do rebite para baixo, gerando tensões de flexão na placa não-escareada que, em virtude da alta resistência da fibra e de sua perda de rigidez por conta de trincas, deforma plasticamente em resposta à inclinação do rebite, mantendo-se em 90° com o eixo do mesmo. No painel de Glare, os rebites, que permanecem firmemente engastados ao painel não-escareado, são arrancados do painel escareado estendendo o descolamento da camada metálica fraturada ou a arrancando. Tal sequência de eventos está ilustrada na Figura 38.

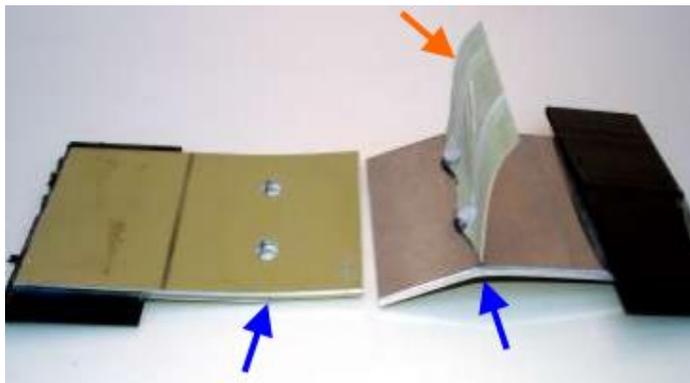
Figura 38 – Hipótese de mecanismo responsável pela flexão de grande amplitude da contraparte de liga de alumínio.



Fonte: Barreto (2022).

Nos corpos de prova das juntas virgens, tal comportamento havia sido evidenciado em apenas uma amostra sob tensão de 56 MPa (Figura 39). Provavelmente as tensões térmicas residuais dos choques térmicos cíclicos induziram maior absorção de energia por outros mecanismos de falha, como as delaminações que são favorecidas pelo condicionamento (seção 4.3), resultando em menor deformação das fibras, o que as manteve parcialmente elásticas, como observado em estudos de Goyo *et al.* (GOYO-BRITO *et al.*, 2019).

Figura 39 – Corpo de prova GI-Al fraturado sob tensões de fadiga de 56 MPa.



Setas azuis indicam flexão dos painéis e a seta laranja indica a camada metálica fraturada de Glare. Fonte: Martinez (2006).

A exceção a esse comportamento foi a amostra 3.15, que fraturou por falha do painel não escareado. Em virtude do excesso de variáveis na manufatura dos materiais, na rebitagem e na fixação dos corpos de prova na máquina de ensaios, não é possível estimar a causa de tal diferença. Entretanto, é possível observar que tal falha foi acompanhada de trincamento completo da camada metálica da superfície de contato do Glare e dano expressivo da cabeça dos rebites.

4.6. Efeito da configuração

Ao comparar amostras de diferentes configurações, mas que foram submetidas a número de ciclos de dano similares, foi possível avaliar a importância da configuração da junta no desempenho em fadiga.

4.6.1. AL-AL X AL-GL

Ao compararmos os resultados das configurações de junta com painel escareado de liga de alumínio (Tabela 9), Al-Al e Al-GI, observamos que a presença do Glare como placa não escareada torna a junta final menos resistente à fadiga do que a junta tradicional, com número de ciclos de vida residual menor. A única exceção se dá em uma das ocasiões na qual a junta Al-Al falha por cisalhamento (sobrecarga) dos rebites, como pode ser observado entre as juntas Al-Al 1.14 e Al-GI 2.22.

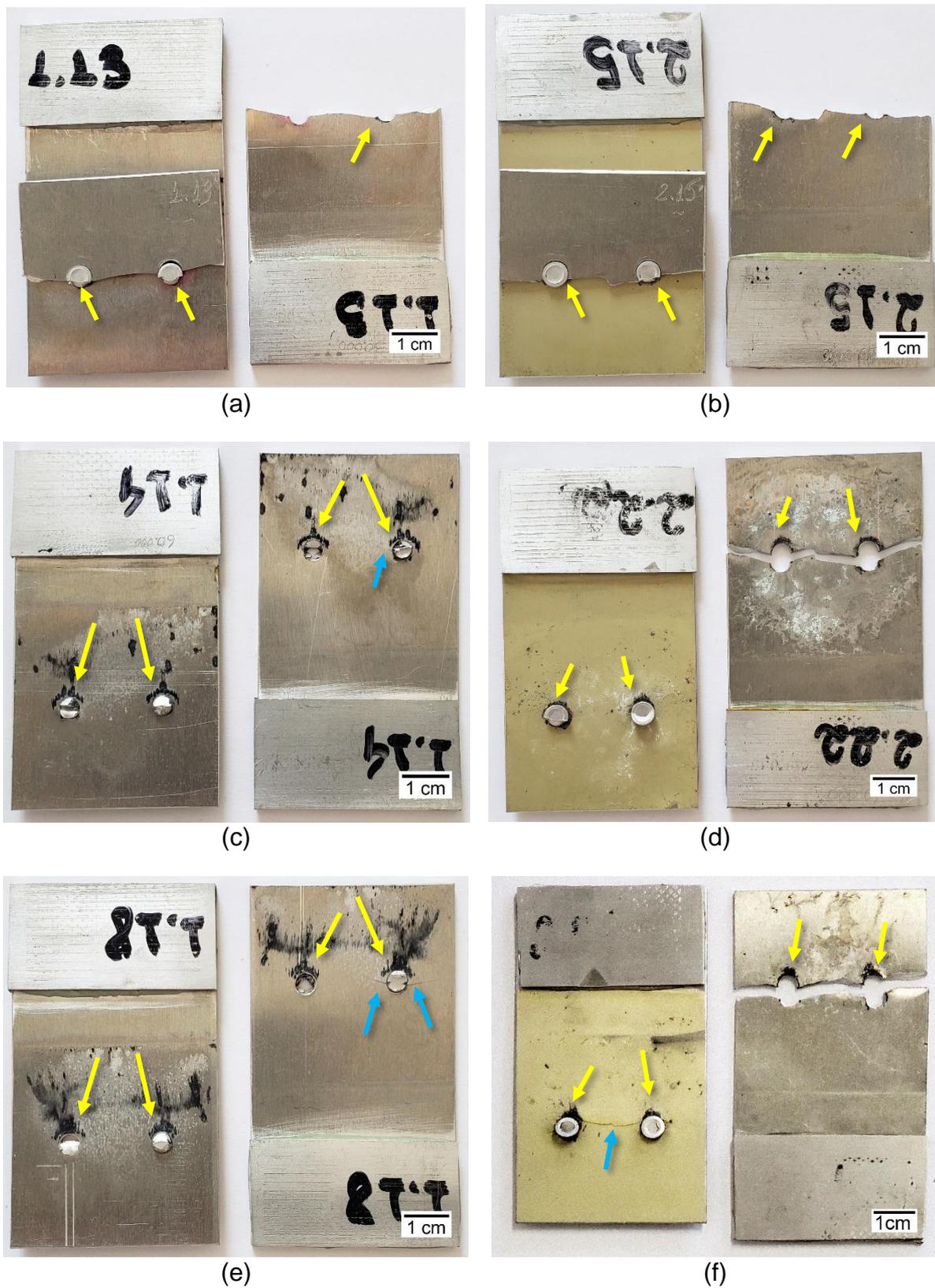
Tabela 9 – Comparação entre as juntas Al-AI 1.13, 1.14 e 1.18 e Al-GI 2.15, 2.22, 2.23 e 2.24.

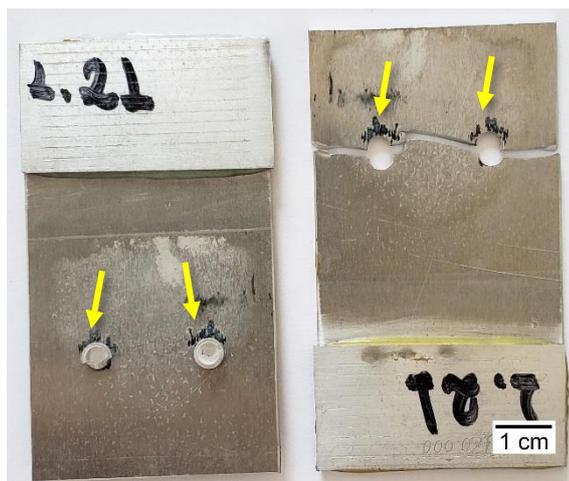
CDP	Indução de dano (ciclos)	Vida residual (ciclos)	Modo de falha
Al-AI 1.13	30.000	424.000	Falha do painel escareado
Al-GI 2.15	20.000	415.000	Falha do painel escareado
Al-AI 1.14	60.000	107.000	Falha por cisalhamento dos rebites
Al-GI 2.22	60.000	367.000	Falha do painel escareado
Al-AI 1.18	90.000	213.000	Falha por cisalhamento dos rebites
Al-GI 2.23	80.000	132.000	Falha por arrancamento dos rebites
Al-AI 1.21	120.000	318.000	Falha do painel escareado
Al-GI 2.24	100.000	28.000	Falha do painel escareado

Fonte: Barreto (2022).

Ao comparar os mecanismos de falha desenvolvidos nesses corpos de prova (Figura 25 e Figura 40), podemos ver que poucos mecanismos se desenvolvem no painel de Glare não escareado. Como levantado anteriormente, isso pode indicar que houve menor carregamento da chapa não-escareada, inibindo o potencial do FML.

Figura 40 – Superfícies de contato de juntas Al-Al 1.13, 1.14 e 1.18 e das juntas Al-GI 2.15, 2.22 e 2.24 fraturadas.





(g)

(a) Al-Al 1.13, (b) Al-GI 2.15, (c) Al-Al 1.14, (d) Al-GI 2.22, (e) Al-Al 1.18, (f) Al-GI 2.24 e (g) Al-Al 1.21. Setas amarelas indicam sinais de desgaste (*fretting*) e setas azuis trincas nos painéis. Fonte: Barreto (2022).

4.6.2. AL-AL X GL-AL

Ao compararmos corpos de prova Al-Al e GI-Al submetidos a ciclos de indução de dano similares (Tabela 10), como é o caso dos 1.18 e 3.9 e dos 1.22 e 3.12, observamos que o desempenho em fadiga da junta com painel de Glare escareado é mais de 3 vezes superior ao desempenho da concorrente tradicional. Mesmo o aumento do número de ciclos de dano prévio manteve a magnitude da diferença.

Tabela 10 – Comparação entre as juntas Al-Al 1.18 e GI-Al 3.9 e Al-Al 1.22 e GI-Al 3.12.

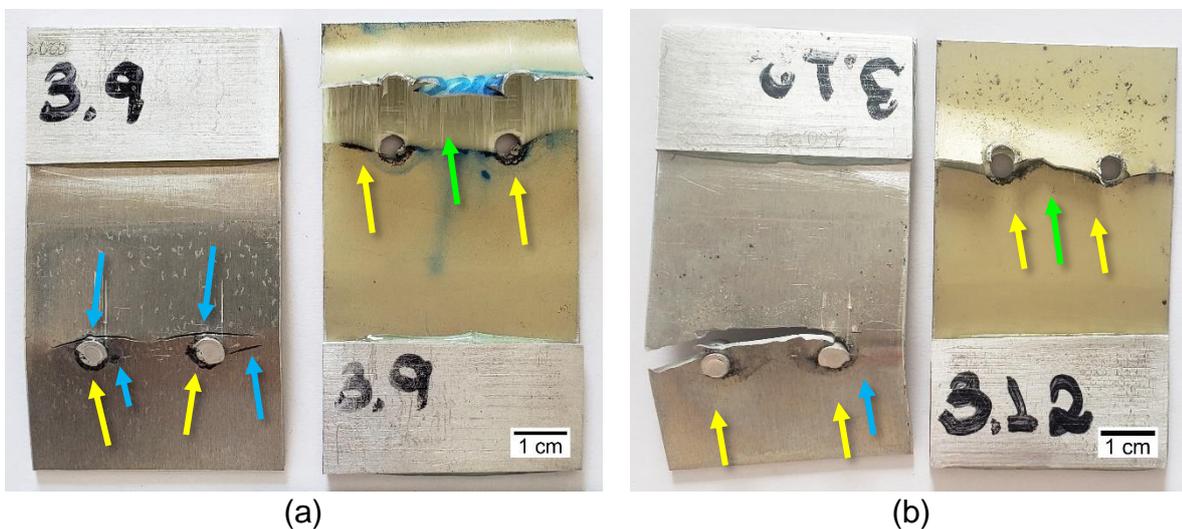
CDP	Indução de dano (ciclos)	Vida residual (ciclos)	Modo de falha
Al-Al 1.18	90.000	213.000	Falha por cisalhamento dos rebites
GI-Al 3.9	80.000	730.000	Falha por arrancamento dos rebites
Al-Al 1.22	150.000	243.000	Falha do painel escareado
GI-Al 3.12	160.000	773.000	Falha por arrancamento dos rebites

Fonte: Barreto (2022).

No que diz respeito aos modos de falha, a junta com o Glare escareado tende a falhar por arrancamento dos rebites, em contrapartida à falha catastrófica por cisalhamento dos rebites ou fratura completa da placa escareada na junta concorrente. Isso reforça a ideia de que a utilização do Glare como painel escareado resulta em uma junta mais confiável, pois antes que ocorresse o arrancamento dos rebites os danos detectáveis por NDI já teriam se tornado detectáveis, com extensão superior à margem de segurança, e a junta se tornaria cada vez mais “solta”, perdendo sua função.

Ao analisar os corpos de prova fraturados (Figura 40e e Figura 41) é possível identificar a causa do baixo desempenho da junta metálica: a simplicidade e a menor magnitude dos mecanismos de falha desenvolvidos nos painéis de alumínio monolítico torna a fratura mais abrupta. Por outro lado, o painel escareado de Glare na junta concorrente desenvolveu uma série de mecanismos, que adquiriram grande extensão e potencialmente se tornando detectáveis antes da falha da estrutura.

Figura 41 – Superfícies de contato das juntas GI-Al 3.9 e 3.12 e Al-Al 1.22 fraturadas.





(c)

(a) GI-AI 3.9, (b) GI-AI 3.12 e (c) AI-AI 1.22. Setas amarelas indicam sinais de desgaste (*fretting*), setas azuis trincas nos painéis e verdes, delaminação. Fonte: Barreto (2022).

4.6.3. AL-GL X GL-AL

O melhor desempenho da configuração GI-AI em relação à AI-GI pode ser diretamente observado ao comparar os corpos de prova 2.23 e 3.9 (Tabela 11), submetidos a ciclos de indução de dano próximos. Embora os ciclos para indução de dano da configuração GI-AI sejam 80% dos do corpo de prova AI-GI, sua vida residual foi 7 vezes maior que a da configuração concorrente.

Tabela 11 – Comparação entre as juntas AI-GI 2.23 e GI-AI 3.9

CDP	Indução de dano (ciclos)	Vida residual (ciclos)	Modo de falha
AI-GI 2.23	100.000	28.000	Falha por arrancamento dos rebites
GI-AI 3.9	80.000	730.000	Falha por arrancamento dos rebites

Fonte: Barreto (2022).

Análise visual dos corpos de prova fraturados (Figura 25 e Figura 41a) permite observar que mais mecanismos de falha se desenvolveram na junta GI-AI e que estes atingiram extensões maiores antes da falha completa da estrutura. Tais mecanismos

de falha absorvem energia durante seu crescimento, postergando a falha da estrutura e resultando em uma vida residual expressivamente maior que a junta concorrente.

5. CONCLUSÕES

Corpos de prova de juntas com painéis de Glare e de liga de alumínio foram danificados, submetidos a 500 ciclos de choque térmico entre -196°C e 100°C e tiveram seu comportamento em fadiga avaliado. Para tal avaliação, os corpos de prova foram periodicamente inspecionados para acompanhamento da evolução dos danos ao longo dos ensaios de fadiga.

Alguns corpos de prova fugiram à tendência dos demais apresentando comportamento diferente ou resultado abaixo do esperado, o que pode ter ocorrido em decorrência de diversas variáveis envolvidas no desempenho em fadiga de materiais compósitos, bem como dos processos de manufatura dos painéis, rebiteagem, fixação na máquina de ensaios e efeitos de acoplamento. Entretanto, no geral, a maioria deles atendeu às tendências e expectativas, permitindo boa análise dos mecanismos e modos de falha atuantes.

A avaliação na qual consiste este trabalho permitiu observar que:

- A utilização do painel de Glare resulta em juntas mais leves e com maior previsibilidade e confiabilidade em fadiga, mesmo sob efeitos ambientais.
- A presença no Glare na junta permite desenvolvimento de mais mecanismos de falha e de mecanismos que absorvem mais energia, como as delaminações, permitindo melhor distribuição das tensões aplicadas.
- Utilizar Glare nas juntas escareadas nem sempre é uma boa opção. A utilização de Glare produzirá uma junta com melhor desempenho, em relação à junta tradicional alumínio-alumínio (Al-Al), apenas se o painel de Glare for o painel escareado. Caso o painel de Glare seja o painel não-escareado, o desempenho da junta será inferior ao da junta tradicional, pois o carregamento desse painel não será suficiente para desenvolver todos os mecanismos de falha característicos do FML e capazes de postergar a falha.
- Os diversos mecanismos de falha que se desenvolvem na placa de Glare escareada, devido à sua grande capacidade de absorção de energia, crescem de forma mais lenta, resultando em maior tempo para sua detecção antes da falha catastrófica da estrutura.

- Danos termo/mecânicos induzidos em aplicações aeroespaciais afetam significativamente o desempenho em fadiga das juntas, mas a junta com o Glare escareado se mostra a melhor opção para tais aplicações.
- Juntas nas quais a placa de Glare é a escareada (GI-AI) apresentam maior resistência e tolerância danos, resultando em melhor desempenho tanto em valores absolutos como relativos de vida residual. Nessa configuração, o complexo estado de tensões favorece o desenvolvimento de muitos mecanismos de falha simultâneos na placa de Glare, absorvendo mais energia e prolongando a vida da junta.

Este estudo de limitou a analisar de forma experimental o comportamento em fadiga de juntas de Glare-5 2/1 e liga de alumínio 2024-T3 submetidas a danos termo/mecânicos. Resultados diferentes podem ser encontrados quando consideramos outras configurações de Glare-5 ou mesmo outras classes de Glare ou outros FMLs, bem como quando consideramos outras ligas de alumínio na composição da contraparte, tais como as ligas de alumínio 7000, ainda que não sejam a mesma liga utilizada no FML selecionado. Essas variações na composição da junta são escopos em potencial para trabalhos futuros, cujos resultados poderão ser comparados ao deste de modo a expandir ainda mais o conhecimento sobre o comportamento de juntas mistas com FML em aplicações espaciais.

Uma sequência do conhecimento produzido neste estudo pode ser feita através de estudos com simulações computacionais quantitativas sobre o comportamento dos corpos de prova sobre as mesmas condições de contorno. Atenção especial ainda pode ser dada à concentração de tensão devido ao *knife-edge* das cabeças de rebite para cada uma das chapas que compõem os corpos de prova.

REFERÊNCIAS

AGY. **S-2 Glass High Performance Fiber**. 2022.

AIRBUS. **A380**. 2022. Disponível em: <https://www.airbus.com/en>. Acesso em: 15 jul. 2022.

ALDERLIESTEN, R. C.; HOMAN, J. J. Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures. **International Journal of Fatigue**, [S. l.], v. 28, p. 1116–1123, 2006. ISSN: 01421123. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2006.02.015.

ASM. **Aluminum 2024-T3 DataSheet**. 2022. Disponível em: <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma2024t3>. Acesso em: 29 jun. 2022.

AZGHAN, M. A.; BAHARI-SAMBRAN, F.; ESLAMI-FARSANI, R. Modeling and experimental study on the mechanical behavior of glass/basalt fiber metal laminates after thermal cycling. **International Journal of Damage Mechanics**, [S. l.], v. 30, n. 8, p. 1192–1212, 2021. ISSN: 15307921. DOI: 10.1177/1056789521998731.

BARRETO, T. A.; GOYO-BRITO, F. J.; TARPANI, J. R.; ALVES, M.; SANTIAGO, R. C. **Scaling effects on the blunt-notch behavior of fiber-metal laminates**. [s.l.: s.n.].

BARRETO, T. A.; SANTIAGO, R. C. Experimental study of the tensile strength of open-hole fiber-metal laminates. *In*: 4TH BRAZILIAN CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS 2018, Rio de Janeiro. **Anais [...]**. Rio de Janeiro: ABEC Publicacoes, 2018 p. 473–481. DOI: 10.21452/bccm4.2018.07.03.

BEUMLER, T.; PELLENKOF, F.; TILLICH, A.; WOHLERS, W.; SMART, C. **Airbus Customers Benefit from Fiber Metal Laminates**. [s.l.: s.n.].

BLALA, H.; LANG, L.; LI, L.; KHAN, S.; ALEXANDROV, S. Process Control Improvement in Deep Drawing of Hemispherical Cups Made of GLARE Material. **MATEC Web of Conferences**, [S. l.], v. 319, 2020. DOI: 10.1051/matecconf/202031904003.

BROWN, A. M.; RANS, C. D.; STRAZNICKY, P. V. On achieving an optimal riveted lap joint design for fibre metal laminates. *In*: PROCEEDINGS OF THE 6TH CANADIAN INTERNATIONAL COMPOSITES CONFERENCE 2007, Winnipeg. **Anais [...]**.

Winnipeg

CHANDRASEKAR, M.; ISHAK, M. R.; JAWAID, M.; LEMAN, Z.; SAPUAN, S. M. An experimental review on the mechanical properties and hygrothermal behaviour of fibre metal laminates. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, [S. l.], v. 36, n. 1, p. 72–82, 2017. ISSN: 15307964. DOI: 10.1177/0731684416668260.

DE RIJCK, J. J. M. **Stress Analysis of Fatigue Cracks in Mechanically Fastened Joints**. 2005. Technische Universiteit Delft, [S. l.], 2005. ISBN: 904072590X.

FAHR, A.; CHAPMAN, C. E.; LALIBERTÉ, J. F.; FORSYTH, D. S.; POON, C. Nondestructive evaluation methods for damage assessment in fiber-metal laminates. **Polymer Composites**, [S. l.], v. 21, n. 4, p. 568–575, 2000. ISSN: 02728397. DOI: 10.1002/pc.10212.

FERNANDES, G.; BOSE, W. W.; TARPANI, J. R. Fadiga em Juntas Rebitadas de Material Composto Glare. *In*: 59º CONGRESSO DA ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE METALURGIA E MATERIAIS (ABM59) 2004, São Paulo, SP. **Anais [...]**. São Paulo, SP

GENT, R. W.; DART, N. P.; CANSDALE, J. T. Aircraft Icing. **Philosophical Transactions of the Royal Society A**, [S. l.], v. 358, p. 2873–2911, 2000. ISSN: 0066-4189. ISBN: 9780122270901. DOI: 10.1098/rsta.2000.0689.

GORDO, P.; FREDERICO, T.; MELICIO, R.; DUZELLIER, S.; AMORIM, A. System for space materials evaluation in LEO environment. **Advances in Space Research**, [S. l.], v. 66, p. 307–320, 2020. ISSN: 18791948. DOI: 10.1016/j.asr.2020.03.024.

GOYO-BRITO, F. J. et al. Impact behavior of Glare™ hybrid laminate under extreme thermal conditions. **Materials Today: Proceedings**, [S. l.], v. 8, p. 769–777, 2019. ISSN: 22147853. DOI: 10.1016/j.matpr.2019.02.019.

GUNNINK, J. W.; VLOT, A.; DE VRIES, T. J.; VAN DER HOEVEN, W. Glare Technology Development 1997-2000. **Applied Composite Materials**, [S. l.], v. 9, p. 201–219, 2002.

HAGENBEEK, M.; SINKE, J. Effect of long-term thermal cycling and moisture on heated Fibre Metal Laminates and glass-fibre epoxy composites. **Composite Structures**, [S. l.], v. 210, p. 500–508, 2019. ISSN: 02638223. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.11.068.

HEIDA, J.; PLATENKAMP, D. **In-service inspection of Glare fuselage structures**. Amsterdam.

JAKUBCZAK, P.; BIENIAS, J.; SUROWSKA, B. Interlaminar shear strength of fibre metal laminates after thermal cycles. **Composite Structures**, [S. l.], v. 206, n. July, p. 876–887, 2018. ISSN: 02638223. DOI: 10.1016/j.compstruct.2018.09.001.

KEREZSI, B. B.; KOTOUSOV, A. G.; PRICE, J. W. H. Experimental apparatus for thermal shock fatigue investigations. **International Journal of Pressure Vessels and Piping**, [S. l.], v. 77, n. 7, p. 425–434, 2000. ISSN: 03080161. DOI: 10.1016/S0308-0161(00)00025-9.

KUBIT, Andrzej; TRZEPIECINSKI, Tomasz; KŁONICA, Mariusz; HEBDA, Marek; PYTEL, Maciej. The influence of temperature gradient thermal shock cycles on the interlaminar shear strength of fibre metal laminate composite determined by the short beam test. **Composites Part B: Engineering**, [S. l.], v. 176, n. June, p. 1–7, 2019. ISSN: 13598368. DOI: 10.1016/j.compositesb.2019.107217.

LANSON, F.; VON WREDE, R. **The Aircraft Environmental Flight Envelope**. Toulouse

LAZZERI, L. Fatigue behaviour of riveted Glare lap joints. **Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures**, [S. l.], v. 24, n. 9, p. 579–589, 2001. ISSN: 8756758X. DOI: 10.1046/j.1460-2695.2001.00428.x.

LIANG, Qingxiao; ZHANG, Tianpeng; ZHU, Chunrun; BI, Yunbo. Effect of riveting angle and direction on fatigue performance of riveted lap joints. **Coatings**, [S. l.], v. 11, n. 2, p. 1–23, 2021. ISSN: 20796412. DOI: 10.3390/coatings11020236.

LIU, J.; ZHAO, A.; KE, Z.; ZHU, Z.; BI, Y. Influence of rivet diameter and pitch on the fatigue performance of riveted lap joints based on stress distribution analysis. **Materials**, [S. l.], v. 13, n. 16, 2020. ISSN: 19961944. DOI: 10.3390/MA13163625.

MAJERSKI, K.; SUROWSKA, B.; BIENIAS, J. The comparison of effects of hygrothermal conditioning on mechanical properties of fibre metal laminates and fibre reinforced polymers. **Composites Part B: Engineering**, [S. l.], v. 142, n. November 2017, p. 108–116, 2018. ISSN: 13598368. DOI: 10.1016/j.compositesb.2018.01.002.

MARTINEZ, C. E. B. **Aplicação de Técnicas de Raios-X na Monitoração de Trincas de Fadiga em Juntas Rebitadas de Glare**. São Carlos.

MINISTRY OF TRANSPORT AND CIVIL AVIATION. Civil Aircraft Accident - Report of the Court of Inquiry into the Accidents to COMET G-ALYP on 10th January, 1954 and COMET G-ALYY on 8th April, 1954. [S. l.], p. 98, 1954.

MOSINYI, B. R. **Fatigue damage assessment of high-usage in-service aircraft fuselage structure**. 2007. [S. l.], 2007.

MOURITZ, A. P. **Introduction to aerospace materials**. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012. ISSN: 978-0-85709-515-2. ISBN: 978-1-85573-946-8.

MÜLLER, B.; HAGENBEEK, M.; SINKE, J. Thermal cycling of (heated) fibre metal laminates. **Composite Structures**, [S. l.], v. 152, p. 106–116, 2016. ISBN: 978-1-62410-338-4. DOI: 10.1177/ToBeAssigned.

MULLER, R. P. G. **An experimental and analytical investigation on the fatigue behaviour of fuselage riveted lap joints**. 1995. [S. l.], 1995.

NASA. **Fracture Control Requirements for Space Station International Space Station**. [s.l.: s.n.].

NASA. Space Environmental Effects. *In: A Researchers Guide to International Space Station*. [s.l.: s.n.]. DOI: 10.1201/9781420084320-c27.

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD. **Aloha Airlines Aircraft Accident Report** (A. Vlot, J. W. Gunnink, Org.). Washington, DC: Elsevier Ltd, 1989. ISSN: 01421123. ISBN: 9781402003912. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2014.07.004.

NIU, M. C. **Airframe structural design: practical design information**. Los Angeles: Conmilit Press Ltd., 1995. ISBN: 962712804X.

PITT, S.; JONES, R. Multiple-site and widespread fatigue damage in aging aircraft. **Engineering Failure Analysis**, [S. l.], v. 4, n. 4, p. 237–257, 1997. ISSN: 13506307. DOI: 10.1016/s1350-6307(97)00020-4.

PRASAD, N. E.; WANHILL, R. J. H. **Aerospace Materials and Material Technologies. Volume 1: Aerospace Materials**. Singapore: Springer Nature, 2017. ISSN: 978-3-540-85154-7. ISBN: 9789811021343. DOI: 10.1007/978-981-10-2134-3.

RETT, S. R.; SANTANA, D. M. V.; YANAGUIZAWA, J. A.; SHINOHARA, A. H.; TARPANI, J. R.; ZSCHERPEL, U.; GOEBBELS, J. Computed Radiography and Microtomography of Riveted Lap Joints of Glare Subjected to Constant Amplitude

Loading (CAL) Fatigue. **17th World Conference on Nondestructive Testing**, [S. l.], 2008.

RODI, R.; ALDERLIESTEN, R. C.; BENEDICTUS, R. Crack-tip behavior in fiber/metal laminates by means of digital-image correlation. **Journal of Aircraft**, [S. l.], v. 47, n. 5, p. 1636–1646, 2010. ISSN: 00218669. DOI: 10.2514/1.C000223.

ROEBROEKS, G. H. J. J. Glare features. *In*: VLOT, A.; GUNNINK, J. W. (org.). **Fibre Metal Laminates**. 1st. ed., Dordrecht: Springer Science + Business Media, 2001. p. 23–37.

RYAN, L.; MONAGHAN, John. Failure mechanism of riveted joint in fibre metal laminates. **Journal of Materials Processing Technology**, [S. l.], v. 103, n. 1, p. 36–43, 2000. ISSN: 09240136. DOI: 10.1016/S0924-0136(00)00416-7.

SALVE, A.; KULKARNI, R.; MACHE, A. A Review: Fiber Metal Laminates (FML's) - Manufacturing, Test Methods and Numerical Modeling. **International Journal of Engineering Technology And Sciences (IJETS)**, [S. l.], v. 6, n. 1, p. 71–84, 2016. ISSN: 2289-697X. DOI: 10.15282/ijets.6.2016.10.2.1060.

SASIKUMAR, A.; GUERRERO, J. M.; QUINTANAS-COROMINAS, A.; COSTA, J. Numerical study to understand thermo-mechanical effects on a composite-aluminium hybrid bolted joint. **Composite Structures**, [S. l.], v. 275, n. March, p. 114396, 2021. ISSN: 02638223. DOI: 10.1016/j.compstruct.2021.114396.

SILVA, L. F. M.; GONÇALVES, J. P. M.; OLIVEIRA, F. M. F.; DE CASTRO, P. M. S. T. Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction. **International Journal of Fatigue**, [S. l.], v. 22, p. 319–338, 2000. ISSN: 01421123. DOI: 10.1016/S0142-1123(99)00129-2.

SKORUPA, A.; SKORUPA, M. **Riveted lap joints in Aircraft fuselage**. [s.l.: s.n.]. ISBN: 9789400742819.

SOLTANI, P.; KEIKHOSRAVY, M.; OSKOUEI, R. H.; SOUTIS, C. Studying the tensile behaviour of GLARE laminates: A finite element modelling approach. **Applied Composite Materials**, [S. l.], v. 18, n. 4, p. 271–282, 2011. ISSN: 0929189X. DOI: 10.1007/s10443-010-9155-x.

SPRONK, S. W. F.; ŞEN, I.; ALDERLIESTEN, R. C. Predicting fatigue crack initiation in fibre metal laminates based on metal fatigue test data. **International Journal of**

Fatigue, [S. l.], v. 70, p. 428–439, 2015. ISSN: 01421123. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2014.07.004.

TARPANI, A. C. S. P.; BARRETO, T. A.; TARPANI, J. R. Fatigue failure analysis of riveted fiber-metal laminate lap joints. **Engineering Fracture Mechanics**, [S. l.], v. 239, 2020. ISSN: 00137944. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2020.107275.

TARPANI, J. R.; SHINOHARA, A. H.; DA SILVA, R. R.; LACERDA, N. D. V. Computed vs. Conventional Radiography for Detecting Fatigue Cracks in Riveted Lap Joints of Aeronautical Grade Hybrid Fiber-Metal Laminate Glare. *In*: DIGITAL INDUSTRIAL RADIOLOGY AND COMPUTED TOMOGRAPHY 2007, Lyon. **Anais [...]**. Lyon

TARPANI, J. R.; SHINOHARA, A. H.; FILHO, V. S.; DA SILVA, R. R.; LACERDA, N. D. V. Digital Versus Conventional Radiography for Imaging Fatigue Cracks in Riveted Lap Joints of Hybrid Glass Reinforced Fiber-Metal Laminate. **Materials Evaluation**, [S. l.], p. 1279–1286, 2008.

TARPANI, J. R.; TEIXEIRA, F. A.; OLIVEIRA, R. A. Fatigue behavior of dissimilar weathered riveted joints of hybrid fiber-metal laminate. *In*: 19TH EUROPEAN CONFERENCE ON FRACTURE 2012, **Anais [...]**. [s.l.: s.n.]

UCAN, H. et al. Automated, Quality Assured and High Volume Oriented Production of Fiber Metal Laminates (FML) for the Next Generation of Passenger Aircraft Fuselage Shells. **Science and Engineering of Composite Materials**, [S. l.], v. 26, n. 1, p. 502–508, 2019. ISSN: 2191-0359. DOI: 10.1515/secm-2019-0031.

VLOT, A.; GUNNINK, J. W. (ORG.). **Fibre Metal Laminates**. 1st. ed., Dordrecht: Springer Science + Business Media, 2001. ISBN: 9781402003912. DOI: 10.1007/978-94-010-0995-9.

WANG, W.; RANS, C. D.; BENEDICTUS, R. Theoretical analysis of fatigue failure in mechanically fastened Fibre Metal Laminate joints containing multiple cracks. **Engineering Failure Analysis**, [S. l.], v. 91, n. 0, p. 151–164, 2018. ISSN: 13506307. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2018.03.012.

WANHILL, R. J. H.; MOLENT, L.; BARTER, S. **Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity**. [s.l.] : Elsevier Ltd., 2016. 1–19 p. ISBN: 9780128035818. DOI: 10.1016/b978-0-12-803581-8.00847-x.

WOERDEN, H. J. M.; SINKE, J.; HOOIJMEIJER, P. A. Maintenance of Glare

Structures and Glare as Riveted or Bonded Repair Material. **Applied Composite Materials**, [S. l.], v. 10, p. 307–329, 2003.

XU, P.; ZHOU, Z.; LIU, T.; PAN, S.; TAN, X.; ZU, S.; ZHANG, Y. Propagation of damage in bolt jointed and hybrid jointed GLARE structures subjected to the quasi-static loading. **Composite Structures**, [S. l.], v. 218, n. March, p. 79–94, 2019. ISSN: 02638223. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.03.047.

YANG, B.; YUE, Z.; GENG, X.; WANG, P.; GAN, J.; LIAO, B. Effects of space environment temperature on the mechanical properties of carbon fiber / bismaleimide composites laminates. [S. l.], v. 0, n. 0, p. 1–14, 2017. ISBN: 0954410017. DOI: 10.1177/0954410017740382.

YU, H.; ZHENG, B.; XU, X.; LAI, X. Residual stress and fatigue behavior of riveted lap joints with various riveting sequences, rivet patterns, and pitches. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture**, [S. l.], v. 233, n. 12, p. 2306–2319, 2019. ISSN: 20412975. DOI: 10.1177/0954405419834481.

ZHONG, Yucheng; JOSHI, Sunil Chandrakant. Response of hygrothermally aged GLARE 4A laminates under static and cyclic loadings. **Materials and Design**, [S. l.], v. 87, p. 138–148, 2015. ISSN: 18734197. DOI: 10.1016/j.matdes.2015.08.029.

Apêndice A – Componentes da chapa de Glare-5

A Tabela 12 e a Tabela 13 apresentam os *DataSheets* dos materiais principais que compõem o painel de Glare-5 empregado neste trabalho, a fibra de vidro de alta performance do tipo S2 e a liga de alumínio 2024-T3 tradicionalmente empregada em estruturas aeronáuticas. Já a Tabela 14 apresenta a composição da liga de alumínio.

Tabela 12 – *Datasheet* da fibra de vidro S2.

Propriedade	Valor
Física	
Densidade (g/cm ³) (ASTM-C693)	2,46 – 2,49
Mecânica (filamento)	
Limite de Resistência à Tração (MPa) (ASTM-D2101)	4590 – 4830
Módulo de Elasticidade (GPa) (ASTM-D2101)	86 – 90
Deformação até a falha (%) (ASTM-D2101)	5,4 – 5,8
Térmica	
Coeficiente de expansão linear (cm/cm.°C) (ASTM-D696)	1,6x10 ⁻⁶
Condutividade (W/m.K) (ASTM-C177)	1,1 – 1,4
Ponto de amolecimento (°C) (ASTM-C338)	1056

Fonte: AGY (2022).

Tabela 13 – *Datasheet* da liga de alumínio 2024-T3.

Propriedade	Valor
Física	
Densidade (g/cm ³)	2,78
Mecânica (filamento)	
Limite de Resistência à Tração (MPa)	483
Módulo de Elasticidade (GPa)	73,1

Continua.

Continuação.

Propriedade	Valor
Mecânica (filamento)	
Deformação até a falha (%)	18
Térmica	
Coeficiente de expansão linear (cm/cm.°C)	23,2x10 ⁻⁶
Condutividade (W/m.K)	121
Ponto de amolecimento (°C)	413

Fonte: Aerospace Specification Metals (ASM) (2022).

Tabela 14 – Composição da liga de alumínio 20244-T3.

Elemento	% peso
Al	90,7 – 94,7
Cu	3,8 – 4,9
Mg	1,2 – 1,8
Mn	0,3 – 0,9
Fe	Max. 0,5
Si	Max. 0,5
Zn	0,3
Cr	Max. 0,1

Fonte: Mouritz (2012).

Apêndice B – Resultados dos ensaios e inspeções não-destrutivas

Condicionamento

A Tabela 15 apresenta um resumo dos processos aos quais cada corpo de prova foi submetido durante o condicionamento. Embora o número de ciclos para indução do dano tenha sido diferente para cada corpo de prova, as condições de carregamento foram mantidas as mesmas entre eles, bem como as condições e número de ciclos dos choques térmicos.

Tabela 15 – Especificações do condicionamento.

Config.	CDP	Indução de Dano		Choques Térmicos		
		Carga (kN)	Ciclos	T1 (°C)	T (min.)	T2 (°C)
Al-Al	1.13		30.000			
	1.14		60.000			
	1.18	4,5	90.000	-196	10	100
	1.21		120.000			
	1.22		150.000			
Al-GI	2.15		20.000			
	2.22	4,5	60.000	-196	10	100
	2.23		80.000			
	2.24		100.000			
GI-Al	3.9		80.000			
	3.12		160.000			
	3.14	4,5	240.000	-196	10	100
	3.15		320.000			
	3.24		400.000			

Fonte: Barreto (2022).

A Tabela 16 apresenta as massas aferidas para cada corpo de prova antes e após os choques térmicos (CT).

Tabela 16 – Massas dos corpos de prova antes e após as séries de choques térmicos.

Config.	CDP	Antes choques térmicos		Após choques térmicos	
		Massa (g)*	Média (g)	Massa (g)*	Média (g)
Al-Al	1.13	32,35		32,39	
	1.14	32,38		32,36	
	1.18	32,14	32,32	32,14	32,32
	1.21	32,34		32,35	
	1.22	32,39		32,38	
Al-GI	2.15	30,18		30,18	
	2.22	30,19	30,18	30,18	30,20
	2.23	30,18		30,17	
	2.24	30,20		30,28	
GI-Al	3.9	30,33		30,03	
	3.12	30,04		30,03	
	3.14	30,14	30,24	30,33	30,24
	3.15	30,32		30,38	
	3.24	30,34		30,41	

* Erro de $\pm 0,1$ g.

Fonte: Barreto (2022).

Ensaio de fadiga

A Tabela 17 apresenta os detalhes do ensaio de fadiga e suas rodadas, bem como a vida residual obtida para cada corpo de prova.

Tabela 17 – Especificações dos ensaios de fadiga.

Config.	CDP	Vida em fadiga residual (ciclos)							
		C (kN)	Ciclos antes da inspeção (rodadas)						Total
			1	2	3	4	5	6	
	1.13		40.040	40.000	50.000	50.000	75.000	169.193	424.233
Al-Al	1.14	3,5	40.048	40.000	27.312				107.360
	1.18		40.049	40.000	50.000	50.000	32.644		212.693

Continua.

Continuação.

Config.	CDP	Vida em fadiga residual (ciclos)							
		C (kN)	Ciclos antes da inspeção (rodadas)						Total
			1	2	3	4	5	6	
AI-AI	1.21		40.054	120.000	50.000	50.000	57.716		317.770
	1.22		40.064	40.000	50.000	50.000	63.144		243.208
AI-GI	2.15		120.000	120.000	120.000	54.968			414.968
	2.22		120.000	120.000	120.000	6.852			366.852
	2.23	3,5	120.000	12.000					132.000
	2.24		27.628						27.628
GI-AI	3.9		80.040	100.000	100.000	100.000	150.000	200.309	730.349
	3.12		80.000	80.000	100.000	100.000	150.000	262.750	772.750
	3.14	3,5	80.000	80.000	100.000	100.000	135.033		495.033
	3.15		80.000	80.000	100.000	100.000	150.000	165.718	675.718
	3.24		80.000	80.000	50.833				210.833

Fonte: Barreto (2022).

A Tabela 18 resume os resultados obtidos e compara a vida residual com a vida total de CDPs virgens, incluindo a relação percentual entre a vida residual a vida total de corpos de prova virgens.

Tabela 18 – Resumo dos resultados de fadiga obtidos.

Config.	CDPs virgens (ciclos)*	CDP	Dano (ciclos)	Vida residual	%virgem**
AI-AI	1.187.000	1.13	30.000	424.233	35,7%
		1.14	60.000	107.360	9,0%
		1.18	90.000	212.693	17,9%
		1.21	120.000	317.770	26,8%
		1.22	150.000	243.208	20,5%
AI-GI	679.200	2.15	20.000	414.968	61,10%
		2.22	60.000	366.852	54,01%
		2.23	80.000	132.001	19,43%

Continua.

Continuação.

Config.	CDPs virgens (ciclos)*	CDP	Dano (ciclos)	Vida residual	%virgem**
AI-GI	679.200	2.24	100.000	27.628	4,07%
		3.9	80.000	730.349	55,75%
		3.12	160.000	772.750	58,99%
GI-AI	1.310.000	3.14	240.000	495.033	37,79%
		3.15	320.000	675.718	51,58%
		3.24	400.000	210.833	16,09%

* Do trabalho de Martinez (2006).

** Cores em escala de agravamento da condição (pior condição).

Fonte: Barreto (2022).

Mecanismos de Falha

A Tabela 19, Tabela 20 e a Tabela 21 apresentam os mecanismos de falha identificados em cada corpo de prova ao longo das rodadas de inspeção, bem como o modo de falha responsável pela fratura final da estrutura. Abaixo da identificação dos corpos de prova, entre parêntesis, se encontram o número de ciclos de dano previamente induzido.

Tabela 19 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração AI-AI.

CDP	Dano+CT	Ciclos de Fadiga					Até a falha
		40.000	80.000	130.000	180.000	255.000	
1.13 (30.000)	ND	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓	424.233 PE
1.14 (60.000)	✓✓	✓✓	✓✓	107.360 CR			
1.18 (90.000)	ND	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓✓	212.639 CR	

Continua.

Continuação.

CDP	Dano+CT	Ciclos de Fadiga					
		40.000	80.000	130.000	180.000	255.000	Até a falha
1.21 (120.000)	ND	✓✓	✓✓	✓✓✓	✓✓✓	317.770 PE	
1.22 (150.000)	ND	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓✓	243.208 PE	

Efeito abridor de garrafa
Trinca no rebite
Trinca interna no painel

ND: Nada Detectado
 PE: Placa Escareada
 CR: Cisalhamento dos Rebites

Fonte: Barreto (2022).

Tabela 20 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração AI-GI.

CDP	Dano+CT	Ciclos de Fadiga			
		120.000	240.000	360.000	480.000
2.15 (20.000)	ND	✓	✓✓	✓✓	414.968 PE
2.22 (60.000)	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓✓	366.852 PE
2.23 (80.000)	✓	✓✓	132.001 AR		
2.24 (100.000)	✓✓	27.628 PE			

Efeito abridor de garrafa
Trinca no rebite
Trinca interna no painel

ND: Nada Detectado
 PE: Placa Escareada
 AR: Arrancamento dos Rebites

Fonte: Barreto (2022).

Tabela 21 – Mecanismos e modos de falha dos corpos de prova da configuração GI-AI.

CDP	Dano+CT	Ciclos de Fadiga					Até a falha
		80.000	160.000	260.000	360.000	510.000	
3.9 (80.000)	ND	✓	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓	730.349 AR
3.12 (160.000)	ND	✓	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓	772.740 AR
3.14 (240.000)	ND	✓	✓✓	✓✓	✓✓	495.033 AR	
3.15 (320.000)	ND	✓	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓	675.718 PNE
3.24 (400.000)	✓	✓	✓✓✓	210.822 AR			

Efeito abridor de garrafa
Trinca no rebite
Trinca externa no painel

ND: Nada Detectado
 AR: Arrancamento dos Rebites
 PNE: Placa Não-Escareada

Fonte: Barreto (2022).

Apêndice C – Resumo das conclusões do estudo

A Tabela 22 apresenta o resumo dos principais mecanismos de falha identificados nas configurações.

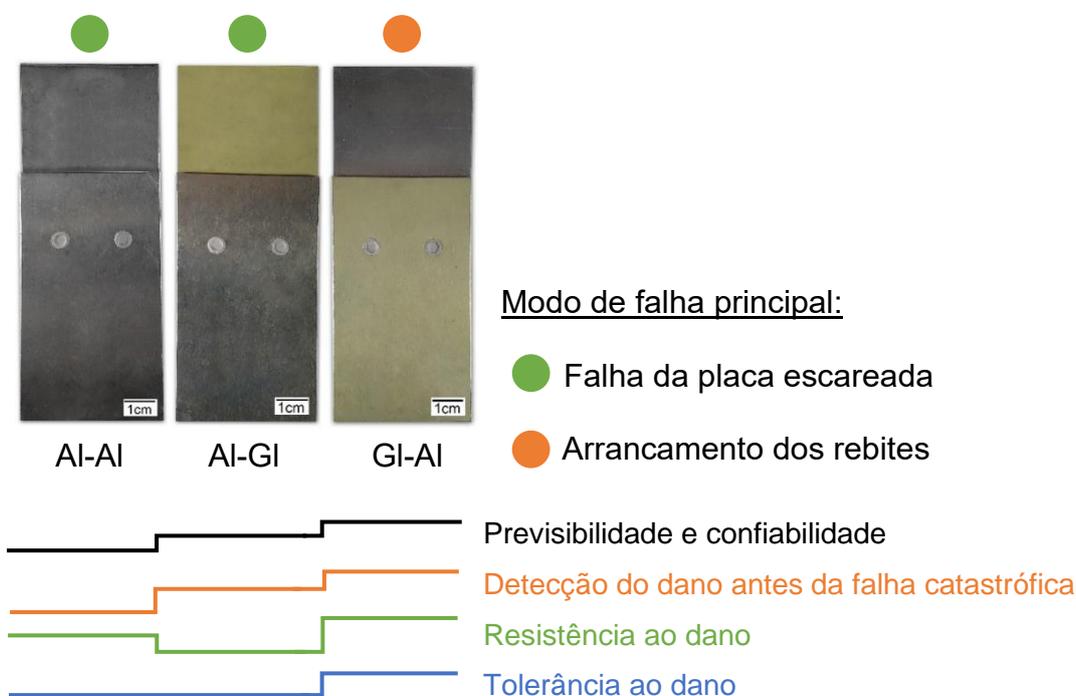
Tabela 22 – Mecanismos de falha identificados nas configurações.

Mecanismo de falha	AI-AI	AL-GI	GI-AI
Efeito abridor de garrafas	✓	✓	✓
Trinca nos rebites	✓	✓	✓
Trinca interna	✓	✓	✓
Trinca externa			✓

Fonte: Barreto (2022).

A Figura 42 resume os pontos principais identificados neste estudo.

Figura 42 – Resumo acerca do desempenho em fadiga das configurações analisadas.



Fonte: Barreto (2022).